

DLR-IB-AS-BS-2018-227

Schlussbericht BELARWEA

**Blattspitzen für Effiziente und
LärmArme Rotoren von Wind-
EnergieAnlagen – Phase 1**

FKZ: 0325726

M. Herr et al.



DLR

**Deutsches Zentrum
für Luft- und Raumfahrt**



Gefördert durch:



Bundesministerium
für Wirtschaft
und Energie

aufgrund eines Beschlusses
des Deutschen Bundestages

Schlussbericht BELARWEA

Blattspitzen für Effiziente und LärmArme Rotoren von WindEnergieAnlagen - Phase 1

FKZ: 0325726

Laufzeit: 01.10.2014–30.04.2018

M. Herr, C. Appel, R. Ewert, B. Faßmann, S. Martens¹, M. Pott-Pollenske,
C. Rautmann², N. Reiche, A. Suryadi (AS-TEA),
C.-H. Rohardt, K. Rohde-Brandenburger (AS-TFZ),
X. Dechamps, S. Hein, H. Rosemann (AS-HGK),
J. Agocs, R. Geisler, M. Novara, A. Schröder (AS-EXV),
W. Khier (AS-HEL),
J. M. Pereira-Gomes, T. Löser (DNW-NWB)

Februar 2019

Das diesem Bericht zugrundeliegende Vorhaben wurde mit Mitteln des Bundesministeriums für Wirtschaft und Energie unter dem Förderkennzeichen 0325726 gefördert. Die Verantwortung für den Inhalt dieser Veröffentlichung liegt bei den Autoren.



Deutsches Zentrum
für Luft- und Raumfahrt

¹Leibnitz Universität Hannover

²jetzt: Nordex GmbH, Hamburg

Kurzzusammenfassung

Bei der Genehmigung von Windparks spielen die zu erwartenden Geräuschemissionen und der dadurch erforderliche Abstand zur Wohnbebauung eine große Rolle. Daher ist die aeroakustische Bewertung von Designvarianten bereits im Rotorblattvorentwurf ein wirtschaftlich und gesellschaftspolitisch wünschenswertes Ziel.

Das Projekt BELARWEA „Blattspitzen für Effiziente und LärmArme Rotoren von WindEnergieAnlagen“ widmet sich der Weiterentwicklung und Validierung von numerischen Schallvorhersagemethoden für Windenergierotoren, um zukünftig den rechnergestützten Entwurf von gleichzeitig effizienten und geräuscharmen Rotorblättern zu ermöglichen. Der Projektfokus lag auf der Blattspitzenregion (äußere 20 % des Rotorradius), die aufgrund der dort höchsten Relativgeschwindigkeiten am Rotor für die Schallerzeugung entscheidend ist.

Die hier dokumentierte abgeschlossene Phase 1 des Projekts beinhaltete die erfolgreiche Demonstration der entwickelten aeroakustischen Designfähigkeiten zunächst an Blattspitzenmodellen im statischen Windkanalversuch. Nachweis und Validierung an einer Testanlage sind Bestandteil einer geplanten Phase 2 dieses Vorhabens mit separater Beantragung.

Insbesondere das Gesamtziel, der Nachweis einer Geräuschminderung um mindestens 3 dB bei gegebenem Gesamtauftrieb konnte erheblich übertroffen werden. Durch Neuentwurf der Profilierung im äußeren Blattbereich sowie Anbringung von Bürstenhinterkanten ließ sich gegenüber der gewählten Referenzblattspitze mit NACA-64-618-Profilierung im Windkanal DNW-NWB eine Geräuschminderung von insgesamt bis zu 8 dB erzielen. Eine zusätzliche Ausstattung der modifizierten Rotorblattspitze mit Winglets ergab eine Leistungssteigerung um 4 % für den Außenflügel. Mit Abschluss von Phase 1 des Projekts liegt eine umfassende Validierungsdatenbasis vor, die im Bericht dokumentiert ist.

Inhaltsverzeichnis

Abbildungsverzeichnis	III
Tabellenverzeichnis	IX
Nomenklatur	X
1 Einleitung	1
1.1 Motivation	1
1.2 Projektübersicht	1
1.2.1 Projektstruktur	2
1.2.2 Projektziele	3
2 Stand der Forschung/Technik	7
2.1 Allgemeiner Wissensstand vor Projektbeginn	7
2.2 Eigene Vorarbeiten und Forschungsumfeld	10
2.3 Schutzrechte/Patente	15
2.4 NREL 5-MW-Referenzanlage	15
3 Numerische Methoden/Setups	19
3.1 Vorentwurfsmethoden	19
3.1.1 2D Profilentwurf	19
3.1.2 Wingletentwurf	22
3.2 CFD/CAA-Simulationen	23
3.2.1 2D CFD/CAA	23
3.2.2 3D CFD/CAA für Blattspitzenmodelle	26
3.2.3 3D CFD für 1:1 Rotorblatt	35
3.2.4 Testmatrix	37
3.3 Transitionsanalyseverfahren NOLOT for rotierende Systeme	40
4 Experimentelle Methoden/Setups	45
4.1 Übersicht der experimentellen Arbeiten	45
4.2 2D Tragflügel im AWB	45
4.2.1 Aeroakustikmessungen	45
4.2.2 Lagrangian Particle-Tracking mittels Multi-Pulse Shake-The-Box	47
4.3 3D Blattspitzenmodelle im DNW-NWB	52
4.3.1 Modellvarianten	52
4.3.2 Aerodynamikmessungen in geschlossener Messstrecke	54

4.3.3	Aeroakustikmessungen in 3/4-offener Messstrecke	54
5	Ergebnisse	59
5.1	Entwurf	59
5.1.1	Referenzgeometrie	59
5.1.2	2D Profilentwurf	59
5.1.3	Wingletentwurf	64
5.1.4	Hinterkantenmodifikationen	65
5.2	CFD/CAA-Simulationen	66
5.2.1	2D CFD/CAA	66
5.2.2	3D CFD/CAA für Blattspitzenmodelle	76
5.3	Transitionsanalyse im rotierenden System mit NOLOT	79
5.3.1	2D Grenzschichtprofil auf ebener Platte unter Rotation	79
5.3.2	Görtler-Instabilität auf gekrümmter Platte mit Rotation	81
5.3.3	Dreidimensionale Grenzschicht auf rotierender Scheibe mit und ohne axiale Zuströmung	83
5.4	2D Tragflügel im AWB	86
5.4.1	Aeroakustikmessungen	86
5.4.2	Lagrangian Particle Tracking mittels MP-STB im AWB	91
5.5	3D Blattspitzenmodelle im DNW-NWB	97
5.5.1	Aerodynamikmessungen in geschlossener Messstrecke	97
5.5.2	Aeroakustikmessungen in 3/4-offener Messstrecke	102
6	Zusammenfassung/Ausblick	117
	Literatur	1
A	Anhang	A

Abbildungsverzeichnis

1.1	Projektstruktur BELARWEA - Phase 1.	3
2.1	Schallquellen am Rotorblatt mit exemplarischem Geräuschspektrum.	8
2.2	Blattgrundriss NREL 5 MW.	17
3.1	Leistung und Rotordrehzahl NREL 5 MW, lokale Reynoldszahl.	20
3.2	Leistungsbeiwert des Rotors NREL 5 MW, lokaler Auftriebsbeiwert und Anstellwinkel.	21
3.3	Berechnungsmethodik für die aeroakustische Bewertung von Profilen.	23
3.4	Zweidimensionales CFD Netz; Beispiel: DU 96-W-180.	25
3.5	CFD-Ergebnisse für NACA-0012-Profil bei 0° Anstellwinkel verglichen mit Messdaten aus BANC-Workshop.	26
3.6	Verwendete Randbedingungen und Größenverhältnisse in den CFD-Simulationen.	27
3.7	Oberflächengitter NACA-64-618-Referenzflügel.	27
3.8	Oberflächengitter an der Blattspitzengeometrie mit strukturierter Vernetzung an der Flügelhinterkante.	27
3.9	Exemplarische Verteilung von y^+ auf Ober- und Unterseite der NACA-64-618-Referenzblattspitze.	28
3.10	Terzspektren aus Testsimulationen für CAA-Anpassungen.	30
3.11	Anregung von Wirbelstärkefluktuationen mittels Eddy Relaxation für ein 3D Testproblem mit uniformer Hintergrundströmung.	31
3.12	Vergleich der Abstrahlcharakteristik von FRPM-basiertem Hinterkantengeräusch einer ebenen Platte für FM-BEM und 3D CAA mit Volumennetz (DISCO++).	33
3.13	Oberflächengitter einer 3D Blattspitze (Referenzrotor) für die FM-BEM.	35
3.14	Quellgebiet der FRPM-Simulation. Dargestellt sind Iso-Oberflächen der Wirbelstärke der Turbulenz (Ergebnis aus FRPM-Rekonstruktion), die gemäß der Stärke der lokalen kinetischen Energie der Turbulenz eingefärbt sind.	35
3.15	Numerisches Gebiet und Oberflächennetz für 1:1 Strömungssimulationen.	38
3.16	Berechnete Auftriebs- und Drehmomentverteilung auf dem NREL-5-MW-Blatt (1:1).	38
3.17	Berechnete Auftriebsverteilung auf dem Windkanalmodell.	40
4.1	Aeroakustische Messungen und Strömungsfeldvermessung im AWB.	46
4.2	2D Profilmodelle zur Vermessung im AWB (1. Validierungsschritt).	46

4.3	Zeitdiagramm der Vier-Puls-STB-Aufnahmestrategie mit einem doppelbildfähigen Kamerasystem mit Mehrfachbelichtung der beiden Bilder.	49
4.4	Iterative Verarbeitungsstrategie für Multi-Pulse-STB.	49
4.5	3D MP-STB Vier-Puls-Beleuchtungs- und Aufnahmesystem im AWB.	50
4.6	Prinzip des Vier-Puls-Partikeltrackings mittels iterativem MP-STB bei Doppelbelichtung der beiden Bilder.	51
4.7	Übersicht der im DNW-NWB getesteten Blattspitzenentwürfe.	53
4.8	Akustische Messungen im NWB, Modellvarianten mit Winglets.	55
4.9	Definition der Scangitter für die Summenspektren aus Arraymessungen im Windkanalkoordinatensystem.	57
5.1	NREL 5 MW bei 11 m/s Windgeschwindigkeit.	60
5.2	NREL 5 MW bei 6 m/s Windgeschwindigkeit.	61
5.3	Vergleich der Konturen NACA 64-618 und RoH-W-18%c37.	61
5.4	RoH-W-18%c37 vs. NACA 64-618, $Re = 11.4$ Mio. Transition frei.	62
5.5	RoH-W-18%c37 vs. NACA 64-618, $Re = 11.4$ Mio. Transition 5 % / 5 %.	62
5.6	RoH-W-18%c37 vs. NACA 64-618, $Re = 7$ Mio. Transition frei.	63
5.7	RoH-W-18%c37 vs. NACA 64-618, $Re = 7$ Mio. Transition 5 % / 5 %.	63
5.8	Beispiele für im AWB und im NWB getestete Hinterkantenmodifikationen.	65
5.9	Aeroakustischer Vergleich von vier ausgewählten Profilen für die Grenzschichtausprägungen FUL bzw. FIX und NAT; Auftriebsbeiwert und Gleitzahl vs. Gesamtschalldruckpegel.	68
5.10	Vergleich der Grenzschichtprofile.	69
5.11	Auswahl des Auswertemikrofons in Abhängigkeit vom Anstellwinkel.	70
5.12	2D CFD/CAA-Vorhersageergebnisse für Designbedingungen (Polaren).	71
5.13	2D CFD/CAA-Vorhersageergebnisse für Designbedingungen (Spektren).	73
5.14	2D CFD/CAA-Vorhersageergebnisse bei 40 m/s und 60 m/s für AWB-Bedingungen.	75
5.15	Ergebnis aus RANS-Lösung im Quellgebiet der FRPM-Simulation am Neuentwurf mit RoH-W-18%c37-Profilierung ($\alpha = 7^\circ$, $u_\infty = 80$ m/s).	76
5.16	Momentaufnahme der Wirbelstrukturen als Input für die FM-BEM-Simulation am Neuentwurf mit RoH-W-18%c37-Profilierung.	77
5.17	Verteilung der Enstrophie im Vergleich zwischen RANS-Vorgabe und der Rekonstruktion durch FRPM für das Blattspitzenmodell mit RoH-W-18%c37-Profilierung.	78
5.18	Gemittelter Schalldruckpegel für eine ausgewählte Frequenz $f = 779$ Hz für die Blattspitze mit RoH-W-18%c37-Profilierung; gemittelttes Spektrum und Einzelbeiträge aus fünf Realisationen der FM-BEM-Simulation.	78
5.19	2D Grenzschicht mit Rotationsvektor in y -Richtung; Neutralkurven für drei Drehzahlen bei $Re = 350$. NOLOT-Ergebnisse vs. Referenzergebnisse. Neutralkurven und Isowerte der räumlichen Anfachungsrate $\sigma = -\alpha_i$ für $Ro = -258$	80
5.20	2D Grenzschicht mit Rotationsvektor in z -Richtung. Neutralkurven für drei Drehzahlen bei $Re = 350$ und $Re = 800$	81

5.21 N-Faktor-Verläufe für die Tollmien-Schlichting-Moden und Rotationsmoden in Abhängigkeit der lokalen Reynolds-Zahl für vier Drehraten.	82
5.22 Görtler-Instabilität unter Rotationseinfluss. NOLOT-Ergebnisse basierend auf lokaler paralleler sowie lokaler nicht-paralleler Theorie im Vergleich zu Referenzergebnissen.	82
5.23 Grundströmung auf der rotierenden Scheibe als Funktion der Dorodnitsyn-Howarth-transformierten wandnormalen Koordinate. Radiale (Querströmung) und azimuthale Komponente des Geschwindigkeitsfelds.	84
5.24 Neutralkurvenverlauf im (Re_L, α_r) -Diagramm und (Re_L, ε) -Diagramm an der rotierenden Scheibe für stationäre Instabilitäten ohne axiale Zuströmung. NOLOT-Berechnungen im Vergleich zu Referenzergebnissen.	85
5.25 Neutralkurvenverlauf im (Re_L, α_r) -Diagramm für laufende Instabilitäten ohne axiale Zuströmung und stationäre Störungen mit axialer Zuströmung. NOLOT-Berechnungen im Vergleich zu Referenzergebnissen	86
5.26 Messung vs. Vorhersage im gewählten Betriebspunkt; Terzschalldruckpegelspektren für beide Profile und dazugehörige Druckverteilungen am NACA-64-618-Referenzprofil.	88
5.27 Vergleich der CAA-Vorhersage mit AWB-Messergebnissen (Hohlspiegeldaten).	90
5.28 Ergebnisse des BANC-IV-Workshops für neue NACA-64-618-Testfälle.	91
5.29 Effekt ausgewählter Hinterkantenmodifikationen auf das Terzschalldruckpegelspektrum (Hohlspiegeldaten) für beide Profile und variierende Grenzschichtausprägung.	92
5.30 Momentane 3D Partikeltracks im Messvolumen des unmittelbaren Nachlaufs der Flügelhinterkante von drei Konfigurationen bei 50 m/s Anströmgeschwindigkeit und $\alpha_g = 7.5^\circ$	93
5.31 Momentane Isokonturflächen der Wirbelidentifikation nach dem Q-Kriterium aus den FlowFit-Interpolationen der Partikeltracks und zugehörigen Strömungen.	93
5.32 Zweidimensionale Bin-Mittelung der u - und v -Geschwindigkeitskomponente der drei Strömungskonfigurationen.	94
5.33 Hochaufgelöste Geschwindigkeits- und Reynoldssche Schubspannungsprofile der drei Konfigurationen; mittlere u - und v -Geschwindigkeitsprofile und mittlere Reynoldssche Schubspannungen $u' u'$ und $v' v'$	95
5.34 Referenzpunktposition der 3D Zwei-Punkt-Korrelation im u -Mittelwertfeld des RoH-W-18%c37-Profilnachlaufs bei 7.5° Anstellwinkel und Verteilung der positiven und negativen Koeffizienten R_{uu} im Raum um den Referenzpunkt, die eine ausgedehnte kohärente Struktur mit positiver Korrelation erkennen lässt.	96
5.35 RoH-W-18%c37 vs. NACA 64-618, $Re = 1.8$ Mio. Transition frei. Extrahierte Profilpolaren aus Messung mit Nachlaufrechen (Profil- c_a aus Integration der lokalen Druckverteilung) sowie XFOIL-Simulation zum Vergleich.	98
5.36 RoH-W-18%c37 vs. NACA 64-618, $Re = 1.8$ Mio. Transition 5 % / 10 %. Extrahierte Profilpolaren aus Messung mit Nachlaufrechen (Profil- c_a aus Integration der lokalen Druckverteilung) und XFOIL-Simulation zum Vergleich.	99
5.37 Aerodynamischer Effekt der Winglets.	101

5.38 Beispiele für Nachlaufmessungen an drei Konfigurationen mittels 5-Loch-Sondenrechen bei $u_\infty = 80$ m/s (V_PROBE: Strömungsgeschwindigkeit gesamt).	102
5.39 Prinzipbild der auf (2D) Schnitten basierenden CAA-Vorhersage von Hinterkantengeräusch und NWB-Validierungskonzept.	104
5.40 Auftriebsbeiwerte aus Waagenmessungen im NWB (3/4-offene Messstrecke, wie gemessen). Gewählte Punkte etwa gleichen Auftriebsbeiwerts für die nachfolgende akustische Bewertung der Blattspitzenmodelle.	105
5.41 Ergebnisse aus Kulite-Messung; Schmalbandspektren der Oberflächenwechseldrücke nahe der Hinterkante auf der Saugseite an 4 spannweiten Positionen. Vergleich der beiden Blattspitzenmodelle mit RoH-W-18%c37- vs. NACA-64-618-Profilierung für die Grenzschichtausprägung NAT.	106
5.42 Wie Abbildung 5.41; Vergleich der beiden Blattspitzenmodelle mit RoH-W-18%c37- vs. NACA-64-618-Profilierung, jedoch für die Grenzschichtausprägung FUL.	107
5.43 Ergebnisse aus Fernfeldschallmessung; unkorrigierte Daten im Vergleich zum Kanalhintergrundgeräusch. Vergleich der beiden Blattspitzenmodelle mit RoH-W-18%c37- vs. NACA-64-618-Profilierung in Konfiguration NAT.	108
5.44 Blattspitzenmodelle im NWB; Vergleich des Neuentwurfs RoH-W-18%c37 gegenüber der NACA-64-618-Referenz bei annähernd gleichem Auftrieb.	109
5.45 Quellverteilungen aus Mikrofonarraymessung (Standard-Beamforming, Terzen) für $\alpha = 3.1^\circ$ und $u_\infty = 80$ m/s. Bürste erstreckt sich bis $z_T = 1.835$ m, Array 1 mit Ausrichtung auf die Modellsaugseite.	110
5.46 Effekt des Anstellwinkels auf Oberflächenwechseldrücke und Fernfeld-Hinterkantengeräusch in Terzen, $u_\infty = 80$ m/s.	111
5.47 Effekt der Anströmgeschwindigkeit auf Oberflächenwechseldrücke und Fernfeld-Hinterkantengeräusch, $\alpha = 6^\circ$.	111
5.48 Druckverteilungen am Blattspitzenmodell mit RoH-W-18%c37-Profilierung bei $u_\infty = 80$ m/s. Messungen in 3/4-offener Messstrecke in Konfiguration FIX (42%/60%) vs. Simulation in Konfiguration NAT.	113
5.49 Ergebnisse aus Arraymessungen am Blattspitzenmodell mit RoH-W-18%c37-Profilierung mit und ohne Winglets.	114
5.50 Ergebnisse der FRPM/FMCAS-Simulationen an der RoH-W-18%c37-Blattspitze mit und ohne Winglets in Konfiguration NAT, $\alpha = 7^\circ$.	115
A.1 Ensemble Mittelwerte hinter dem NACA-64-618-Profil ohne Grenzschichttripping bei $\alpha_g = 7.5^\circ$ mit $180 \times 180 \mu\text{m}^2$ Auflösung. Von links nach rechts und oben nach unten: u , v , $u'u'$, $v'v'$, $w'w'$ und $u'v'$.	B
A.2 Ensemble Mittelwerte hinter dem NACA-64-618-Profil mit Grenzschichttripping bei $\alpha_g = 7.5^\circ$ mit $180 \times 180 \mu\text{m}^2$ Auflösung. Von links nach rechts und oben nach unten: u , v , $u'u'$, $v'v'$, $w'w'$ und $u'v'$.	C
A.3 Ensemble Mittelwerte hinter dem RoH-W-18%c37-Profil ohne Grenzschichttripping bei $\alpha_g = 7.5^\circ$ mit $180 \times 180 \mu\text{m}^2$ Auflösung. Von links nach rechts und oben nach unten: u , v , $u'u'$, $v'v'$, $w'w'$ und $u'v'$.	D

- A.4 Statische Druckverteilungen während Akustikmessung im DNW-NWB (3/4-offene Messstrecke). Vergleich der Blattspitzenmodelle mit RoH-W-18%^{c37}- und NACA-64-618-Profilierung für die Grenzschichtausprägung NAT. E
- A.5 Statische Druckverteilungen während Akustikmessung im DNW-NWB (3/4-offene Messstrecke). Vergleich der Blattspitzenmodelle mit RoH-W-18%^{c37}- und NACA-64-618-Profilierung für die Grenzschichtausprägung FUL. F

Tabellenverzeichnis

2.1	Spezifikation der NREL 5-MW-Referenzanlage.	16
3.1	Testmatrix für 1:1-Testfälle.	38
3.2	Testfälle mit angepasster Verwindung.	39
3.3	Testfälle ohne Verwindung.	39
4.1	Positionierung und lokale Profiltiefe der instrumentierten Schnitte (DV: statische Druckverteilungen) in den Windkanalmodellen mit Bezug zur Blattelementdefinition des NREL 5-MW-Referenzblatts.	53
5.1	Gewählte Betriebspunkte ($c_a = 1.15$) für unterschiedliche Grenzschichtausprägungen.	67
5.2	Gewählte Betriebspunkte für unterschiedliche Grenzschichtausprägungen, Designbedingungen.	72
5.3	Gewählte Betriebspunkte für unterschiedliche Grenzschichtausprägungen, AWB-Bedingungen.	74
5.4	Gewählte Vergleichspunkte annähernd konstanten Auftriebs (Grenzschichtausprägung NAT); geometrische und entsprechende aerodynamische Anstellwinkel (α_g/α) für die c_A -Bereiche in Abbildung 5.40.	105
5.5	Gewählte Vergleichspunkte annähernd konstanten Auftriebs (Grenzschichtausprägung FUL); geometrische und entsprechende aerodynamische Anstellwinkel (α_g/α) für die c_A -Bereiche in Abbildung 5.40.	105

Nomenklatur

Symbole

Die Nomenklatur beschränkt sich auf Symbole mit Mehrfachnennung über verschiedene Kapitel; nur in Einzelabschnitten genutzte Symbole sind im Kontext definiert. Aufgrund der vielen Projektbeteiligten sind die verwendeten Bezeichnungen und Koordinatensysteme in diesem Bericht nicht durchgängig konsistent.

b	m	überströmte (effektive) Spannweite
c_A	-	Auftriebsbeiwert (Blattspitzenmodell)
c_a	-	lokaler Auftriebsbeiwert (Profil)
c_m	-	lokaler Nickmomentenbeiwert (Profil)
C_P	-	Leistungskoeffizient des Rotors
c_p	-	Druckbeiwert
c_W	-	Widerstandsbeiwert (Blattspitzenmodell)
c_w	-	Widerstandsbeiwert (Profil)
f	Hz	Frequenz
$f_{1/3}$	Hz	Terzmittenfrequenz
h	m	Hinterkantendicke
l_c	m	Profilsehnenlänge
L_p	dB	Schmalbandspektrum (hier: der Oberflächenwechseldrücke)
M_∞	-	Machzahl der Anströmung
n_{crit}	-	XFOIL-Transitionsparameter
$OASPL$	dB	Gesamtschalldruckpegel
$OASPL(A)$	dB	A-bewerteter Gesamtschalldruckpegel
P	W	Leistung
R, r	m	Rotorradius (1:1 bzw. Modellmaßstab)
Re	-	Reynoldzahl, $Re = l_c u_\infty / \nu_\infty$
$SPL_{1/3}$	dB	Terzschalldruckpegel
u_∞	m/s	Anströmgeschwindigkeit
x, y, z	m	modellfeste kartesische Koordinaten
x_T, x_T, x_T	m	windkanalfeste kartesische Koordinaten
α	°	aerodynamischer Anstellwinkel
α_g	°	geometrischer Anstellwinkel

Δf	Hz	Frequenzbandbreite
Ω	rpm	Drehzahl
ω	Hz	Kreisfrequenz, $\omega = 2\pi f$

Akronyme/Namen

AS	[DLR] Institut für Aerodynamik und Strömungstechnik
AWB	Akustischer Windkanal Braunschweig
BANC	[AIAA/CEAS Workshop on] Benchmark Problems for Airframe Noise Computations
BGN	Windkanal-Hintergrundgeräusch (engl.: background noise)
BPM	Brooks, Pope & Marcolini [5], Abkürzung nach Ref. [51]
CAA	numerische Aeroakustiksimulation (engl.: computational aeroacoustics)
CFD	numerische Strömungssimulation (engl.: computational fluid dynamics)
DATA	(Projekt:) Design and Testing of Acoustically Optimised Airfoils for Wind Turbines
DLR	Deutsches Zentrum für Luft- und Raumfahrt e. V., http://www.dlr.de/
DNW	Deutsch-Niederländische Windkanäle, https://www.dnw.aero/
FLOWer	(Software:) Numerischer Strömungslöser am DLR
FMCAS	(Software:) Fast-Multipole Code for Acoustic Shielding, DLR-FM-BEM-Code
FM-BEM	auf der schnellen Multipolentwicklung beruhendes Randelementeverfahren (engl.: fast-multipole boundary-element method)
FRPM	(Software:) Fast Random Particle-Mesh Method
LiftingLine	(Software:) DLR-Traglinienverfahren
NOLOT	(Software:) Nonlocal Transition Analysis Code; DLR-Stabilitätsanalyseverfahren
NREL	National Renewable Energy Laboratory [of the U. S. Department of Energy]
NWB	Niedergeschwindigkeitswindkanal Braunschweig
PIANO	(Software:) Perturbation Investigation of Aerodynamic Noise, DLR-CAA-Code
PIV/LPT	Particle Image Velocimetry / Lagrangian Particle-Tracking; berührungslose optische Verfahren zur Vermessung von Strömungen
MP-STB	Multi-Pulse-Shake-The-Box: neue 3D zeitaufgelöste DLR-LPT-Methode
QBlade	(Software:) Wind Turbine Rotor Design and Simulation, https://sourceforge.net/projects/qblade/
RANS	Reynolds-gemittelte (engl: averaged) Navier Stokes [Gleichungen]
SIROCCO	(Projekt:) Silent Rotors by Acoustic Optimisation
TAU/THETA	(Software:) Numerische Strömungslöser am DLR
TKE	kinetische Energie der Turbulenz (engl. turbulence kinetic energy)
WEA	Windenergieanlage
XFOIL	(Software:) Subsonic Airfoil Development System, http://web.mit.edu/drela/Public/web/xfoil/

1 Einleitung

1.1 Motivation

Die Perspektiven für den weiteren Ausbau der Windenergie in Deutschland liegen neben der Windenergienutzung auf See bei der optimierten Nutzung der Windenergie an Land, insbesondere dem Repowering [52]. Unter Repowering versteht man den Ersatz älterer kleinerer Windenergieanlagen (WEAn) mit geringerer Leistung, wie sie vor allem in den 90er Jahren errichtet worden sind, durch moderne leistungsstärkere Anlagen der Multimegawattklasse. Die Zielstellung des Vorhabens hat sowohl ökologische als auch ökonomische Gründe. Neben der Verringerung der Lärmbelästigung und Erhöhung der Akzeptanz bei Anwohnern hat eine Lärminderung auch eine wichtige wirtschaftliche Bedeutung, da in der Genehmigungspraxis Geräuschemissionen als Kriterium für die Festlegung einzuhaltender Abstandsflächen herangezogen werden.

Mit Blick auf Repowering-Maßnahmen von Onshore-Parks wird dieses deutlich. Gelingt etwa eine Lärminderung der einzelnen WEA um „nur“ 1 dB, 2 dB oder 3 dB, wäre theoretisch das Potenzial geschaffen, die Anzahl der WEAn (und mithin die Leistung) des Parks um 25 %, 58 % oder 100 % zu erhöhen bei gleichem Gesamtschall des Parks. Weiterhin kann eine Lärmabsenkung notwendig sein, um nach gegenüber der Erstzulassung verschärften Vorschriften eine Betriebsgenehmigung des erneuerten Parks zu erwirken. Ähnliche Überlegungen gelten für das komplementäre Vorgehen, bei dem die Anhebung der Anlagenleistung bei konstanter Schallabstrahlung angestrebt würde. Das Arbeitsthema des Vorhabens ist bewusst auf Rotorblatttechnologie fokussiert mit Blick auf die für WEAn zentralen Güteparameter Leistung und Lärm. Gesamtanlagenaspekte wie z. B. die multidisziplinäre numerische Simulation kompletter WEAn werden in anderen entsprechend ausgerichteten Projekten bearbeitet.

1.2 Projektübersicht

Das Vorhaben ist entsprechend Abschnitt 1.2.1 in 2 Phasen gegliedert, wobei sich das hier vorliegende Dokument auf die abgeschlossene erste Projektphase bezieht. In Phase 1 erfolgten Validierung und Nachweis der entwickelten Technologien zunächst in den akustischen

Windkanälen AWB (Akustischer Windkanal Braunschweig) und DNW-NWB (Niedergeschwindigkeitswindkanal Braunschweig der Stiftung Deutsch-Niederländische Windkanäle). Phase 2 des Vorhabens mit separater Beantragung sieht eine abschließende Bewertung durch Messungen an einer realen Testanlage vor, in die naturgemäß Gesamtanlagenaspekte mit eingehen.

1.2.1 Projektstruktur

Das DLR Institut für Aerodynamik und Strömungstechnik (DLR-AS) war mit den Abteilungen „Technische Akustik“ (AS-TEA), „Transportflugzeuge“ (AS-TFZ), „Hubschrauber“ (AS-HEL), „Hochgeschwindigkeitskonfigurationen“ (AS-HGK) und „Experimentelle Verfahren“ (AS-EXV) an Phase 1 von BELARWEA beteiligt. Die Bearbeitung des vorgeschlagenen Themas erfordert die Zusammenführung der Expertise aller dieser Arbeitsbereiche.

Abbildung 1.1 gibt die Projektstruktur in Form von Arbeitspaketen wieder. In diesem Bericht wird abweichend davon eine andere Gliederung zur Verbesserung der Lesbarkeit gewählt. Die Aufgaben der Arbeitspakete (AP) mit Zuordnung zu den Kapiteln in diesem Bericht ist im folgenden kurz erläutert.

- Die Koordination und Lenkung erfolgte in **AP0**. Mit Blick auf die Anwendungsrelevanz erfuhr das Projekt eine Beratung durch die WEAn-Hersteller Nordex, Senvion, GE Wind Energy, Siemens Gamesa Renewable Energy und Enercon (vertreten durch die WRD Wobben Research and Development GmbH).
- **AP1** widmete sich der Erweiterung vorhandener Simulationswerkzeuge für die Anwendung an WEAn-Rotorblättern, vgl. Kapitel 3.
- In **AP2** wurden diese erweiterten Simulationswerkzeuge für Entwurf (vgl. Abschnitt 5.1) und nachfolgende Analyse (vgl. Abschnitt 5.2) von effizienten, geräuscharmen Blattspitzengeometrien angewendet. Der Entwurf der neuartigen Blattspitzen erfolgte nach Leistungs- und Lärmkriterien auf Grundlage eines im AP festgelegten Referenzblatts, vgl. Abschnitte 2.4 und 5.1.1). Für das Referenzblatt und die Blattvarianten wurden die besten aus der Luftfahrtforschung bekannten passiven Geräuschminderungstechnologien adaptiert, konkret Bürstenfortsätze, vgl. Abschnitt 5.1.4.
- **AP3** diente der experimentellen Validierung und Nachweisführung in den akustischen Windkanälen AWB (vgl. Abschnitte 4.2 und 5.4) und DNW-NWB (vgl. Abschnitte 4.3 und 5.5). Für die besten Entwurfsvarianten wurden instrumentierte 3D Blattspitzenmodelle gebaut, die einer präzisen Strömungs- und Schallfeldvermessung unter kontrollierten Bedingungen unterzogen wurden. Die erfolgreiche Durchführung des 3D Validierungsexperimentes markiert den Abschluss von Phase 1 des Vorhabens.

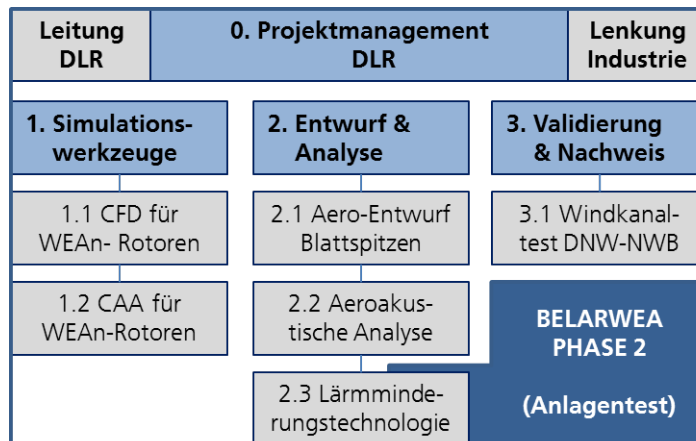


Abbildung 1.1: Projektstruktur BELARWEA - Phase 1.

1.2.2 Projektziele

Gesamtziel des Vorhabens

Ziel des Vorhabens war der Entwurf leistungsgesteigerter und gleichzeitig leiser Windenergieerotoren durch entsprechende 3D Gestaltung des Blattaußenbereichs (Blattspitze: äußere 20 % des Rotorradius) auf der Basis von High-Fidelity CFD- und CAA-Verfahren, fortschrittlicher experimenteller Methoden und der Übertragung von passiven Lärminderungstechnologien, z. B. von Bürstenfortsätzen, aus der Luftfahrt auf WEAn.

Bezug zu förderpolitischen Zielen

Die vorgeschlagene Arbeit betrifft entsprechend den Vorgaben des 6. Energieforschungsprogramms einerseits die praxisgerechte Adaptierung und Validierung theoretischer und experimenteller Werkzeuge zur Untersuchung, zum Entwurf und zur Bewertung des Rotors als für die WEA zentrale Komponente hinsichtlich Leistung und Lärm. Die Werkzeuge sollen aber andererseits auch konkret für den Entwurf von leistungsgesteigerten, lärmreduzierten Blattspitzengeometrien eingesetzt und der Fortschritt im Windkanalversuch (Phase 1 des Vorhabens) sowie an einer Anlage (Phase 2 des Vorhabens) demonstriert werden.

Hintergrund der Arbeit ist die Adaptierung von Know-How zu ähnlich gelagerten Problemstellungen aus der Luftfahrt, speziell der Hochauftriebsaerodynamik. Sowohl der Energieeffizienzaspekt des vorgeschlagenen Forschungsvorhabens als auch der Geräuschreduzierungsaspekt sind dabei gleichfalls als technische Maßnahmen zur ökologischen Optimierung von

WEAn zu verstehen. Der Vorschlag ist an der (aerodynamischen) Leistungsausweitung für bestehende Standorte (Repowering) orientiert und damit inhaltlich zwangsläufig mit dem Lärm verknüpft, der hauptsächlich als Folge der Aerodynamik entsteht. Ebenso ist hier zu beachten, dass unter den Randbedingungen der Beschränkung in der Anlagengröße (Rotordurchmesser, Nabenhöhe) dennoch die Anlageneffizienz durch geeignete Blattspitzengestaltung speziell durch Verringerung des induzierten Widerstands weiter erhöht werden kann.

Wissenschaftliche und/oder technische Arbeitsziele des Vorhabens

Phase 1 des Vorhabens beinhaltet drei wissenschaftlich-technische Ziele:

1. Die aerodynamische und aeroakustische CFD/CAA-Vorhersagefähigkeit ist hinsichtlich der Anwendung für die Schallvorhersage an WEAn-Rotoren zu erweitern. Dies impliziert u. a. eine Verbesserung der aerodynamischen Vorhersagegüte für WEAn-Rotoren durch Erweiterung der Transitionsmodelle für rotierende Strömungen.
2. Auf der Basis erweiterter CFD/CAA-Simulationen sind 3D Blattspitzengeometrien zu entwerfen, die bei gegebener aerodynamischer Leistung leiser als konventionelle Geometrien sind. Der experimentelle Nachweis erfolgt im statischen Windkanaltest, d. h. an 3D Blattspitzenmodellen im DNW-NWB. Dieser Schritt beinhaltet damit auch eine erste Verifizierung/Validierung der verwendeten Simulations- und Entwurfswerkzeuge.
3. In 2D Windkanalversuchen im kleineren Akustischen Windkanal Braunschweig (AWB) positiv vorerprobte passive Lärminderungstechnologien (Bürstenfortsätze, Hinterkantenschlitze, Porositäten) sind für die zusätzliche Applikation am 3D Blattaußenbereich umzusetzen und deren Lärminderungswirkung an den 3D Blattspitzenmodellen im DNW-NWB nachzuweisen. Angestrebt ist bei Kombination von 2. und 3. eine Geräuschminderung um mindestens 3 dB¹ bei gegebener Rotorleistung.

Letzteres Ziel bereitet die erfolgreiche Übertragung der Lärminderungsmaßnahmen auf reale WEAn-Rotoren vor. Nachweis und Validierung an einer Testanlage sind Bestandteil von Phase 2 dieses Vorhabens mit separater Beantragung. Der in Phase 1 vollzogene Zwischenschritt (Nachweis an 3D Blattspitzengeometrien im DNW-NWB mit detaillierter Vermessung des Strömungsfeldes) wird von den Autoren als unbedingt notwendige Voraussetzung für die erfolgreiche Übertragung auf die reale WEA gesehen, da anwendungsrelevante Lärminderungserfolge sowie entsprechende Auslegungsempfehlungen für die hier vorgeschlagenen Technologien gemäß nachfolgendem Kapitel bislang nur für 2D Applikationen do-

¹In komplementärer Betrachtung könnten diese 3 dB systemseitig auch in eine entsprechende Erhöhung der Rotordrehzahl und damit in eine Leistungssteigerung künftiger WEAn übersetzt werden. Insgesamt soll die erzielte Datenbasis natürlich eine differenziertere Matrix der Systemparameter Leistung vs. Lärm liefern, so dass auch Messungen an lauten bzw. akustisch neutralen Blättern dafür aber mit deutlich gesteigertem Leistungskoeffizienten nicht a priori ausgeschlossen werden sollen.

kumentiert wurden. Ähnliches gilt für die hier verwendeten CAA-Vorhersage- und CFD-Entwurfsverfahren, die für voll dreidimensionale Geometrien bislang nur teilvalidiert sind (vgl. folgendes Kapitel 2).

2 Stand der Forschung/Technik

2.1 Allgemeiner Wissensstand vor Projektbeginn

Beim Blattentwurf kommen schon heute fortschrittliche numerische Simulationsverfahren der Aerodynamik für die Strömungsberechnung zum Einsatz. Der CFD-basierte voll dreidimensionale Entwurf von Winglets bzw. weiterentwickelter Varianten wie Spiroiden an Blattspitzen ist allerdings erst in Ansätzen zu erkennen. Obwohl aus einigen solcher Arbeiten eine deutliche Leistungssteigerung durch das Applizieren von Winglets an den Blattspitzen ermittelt wurde, sind dedizierte Validierungsmessungen unter kontrollierten Bedingungen in Windkanälen hierzu selten. Dieses gilt umso mehr für die simultane Erfassung der aeroakustischen Implikationen dieser 3D Gestaltvariationen der Blattspitze, über die so gut wie keine Erkenntnisse vorliegen.

Rein auf den Leistungsaspekt fokussierte numerische Studien von Johansen et al. [40] zeigen mögliche Steigerungen der Rotorleistung von 2.2 % durch Installation von Winglets, wobei ein bereits aerodynamisch optimiertes Rotordesign als Referenzkonfiguration gewählt wurde. Die numerische Optimierung eines Wingletdesigns für den Experimentalrotor NREL IV (der allerdings nicht als repräsentativ für heutige Rotorgeometrien angesehen werden kann) erbrachte sogar eine Leistungssteigerung im Bereich von 9 % [11], wobei diese für den Experimentalrotor angegebene Obergrenze im Falle heutiger WEAn sicher nicht als Maßgabe dienen kann. Für gängige WEAn wäre eher eine maximale Steigerung von 3–4 % der Rotorleistung als realistisch umsetzbar einzustufen (reine Leistungssteigerung ohne Berücksichtigung hierdurch hervorgerufener akustischer Nachteile).¹ Bei einem Kapazitätsfaktor von z. B. 50 % entspräche dies einer möglichen Ertragssteigerung von maximal 1–2 %.

Forschungsarbeiten zur Schallabstrahlung von WEAn-Rotoren wurden in nennenswertem Maße auf europäischer Ebene durchgeführt. Das EU-Projekt DATA (Design and Testing of

¹Nach gängiger Literatur [22] liegen Blattspitzenverluste heutiger WEAn im Bereich von etwa 7 % C_P (C_P : Leistungskoeffizient des Rotors). Es ist zu erwarten, dass maximal eine Halbierung der Blattspitzenverluste in die Praxis umsetzbar ist, d. h. es verblieben insgesamt Blattspitzenverluste von etwa 3–4 % C_P . Im Hinblick auf das in Abschnitt 1.2.2 formulierte Forschungsziel (3 dB Geräuschminderung bei gegebener Leistung) sei an dieser Stelle betont, dass hier der Fokus auf einer gesamtheitlich aeroakustischen Betrachtung liegt und sich beispielsweise erhöhte Blattlasten im Bereich der Winglets in der Regel akustisch nachteilig auswirken. Anders herum betrachtet ist zu erwarten, dass die Montage von rein akustisch optimierten Nachrüstmaßnahmen infolge Widerstandszunahme zu einer Reduzierung der Rotorleistung führt, die ihrerseits durch aerodynamische Maßnahmen zu kompensieren wäre.

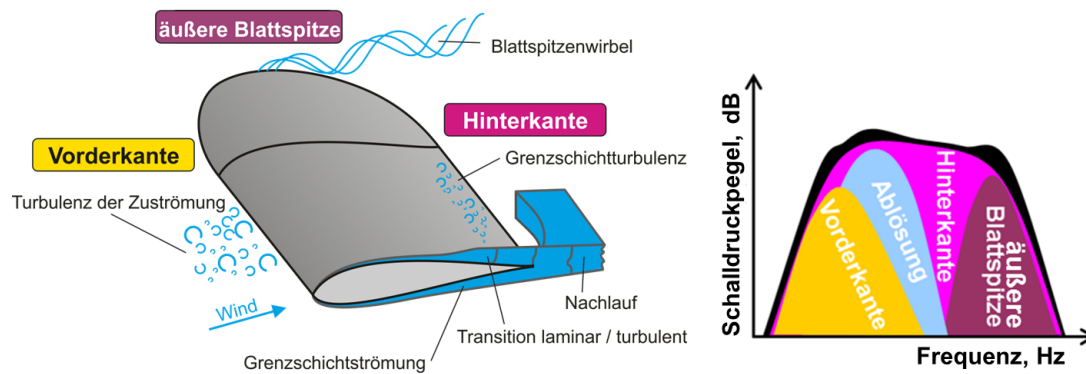


Abbildung 2.1: Schallquellen am Rotorblatt (nach Blake [4]) mit exemplarischem Geräuschspektrum (mit freundlicher Genehmigung von R. Drobiez, GE Wind Energy).

Acoustically Optimised Airfoils for Wind Turbines) [56] war Ende der 90er Jahre auf die semiempirische Berechnung und den Entwurf von Profilen mit geringem Hinterkantengeräusch ausgerichtet.

Die Schallentstehung an der Hinterkante (im äußeren Bereich der Rotorblätter) stellt nämlich gemäß heutigem Kenntnisstand den wichtigsten Lärmentstehungsmechanismus an modernen WEAn-Rotoren dar. Belege hierfür finden sich einerseits in der gemessenen typischen Abstrahlcharakteristik, der Schallquelllokalisierung am Rotorblatt mittels Arraytechnologie sowie der messtechnisch nachgewiesenen Effizienz von Maßnahmen der Hinterkantengestaltung auf die Gesamtschallabstrahlung der Anlage [55, 65].

Der Beitrag der äußeren Blattspitze (d. h. äußere $\sim 4\%$ des Rotorradius), allgemein eher im höheren Frequenzbereich zu erwarten, spielt aufgrund gängiger Praxis in der akustischen Auslegung keine wesentliche Rolle; in der Regel wird der äußere Bereich des Rotors zum Zwecke der Lärminderung entlastet, was allerdings den Ertrag limitiert.

Zusätzlich treten am Rotor auch partiell Ablösungen auf, die zu gesteigerter Hinterkantengeräuschemission im niedrigen Frequenzbereich (entsprechend größerer charakteristischer Wirbelabmessungen als typischerweise in der turbulenten Grenzschicht vorhanden) führen. Die Quantifizierung des ebenfalls im tieferen Frequenzbereich auftretenden Vorderkantengeräusches ist gegenwärtig aufgrund seiner Abhängigkeit von der Eingangsturbulenz noch mit großen Unsicherheiten behaftet. Eine exemplarische Quellverteilung ist in Abbildung 2.1 gezeigt. Allerdings ist zu erwarten, dass sich je nach Rotor und Anströmbedingungen individuelle Quellverteilungen ergeben – allen gemeinsam ist aber die Dominanz des Hinterkantengeräusches über weite Teile des Frequenzspektrums.

Im Projekt DATA wurden darüber hinaus auch Hinterkantenzahnungen zur Geräuschredu-

zierung untersucht. Die Arbeiten endeten mit einem Windkanaltest eines Modellrotors von 4.5 m Durchmesser, in dem Lärminderungen gegenüber einer Referenz nachgewiesen werden konnten.

Das EU-Projekt SIROCCO (Silent Rotors by Acoustic Optimisation), koordiniert durch ECN (Energy Research Centre of the Netherlands), kann als Nachfolgeprojekt zu DATA begriffen werden. Hier wurden die Minderungstechniken aus DATA auf einer 2.3-MW-Anlage (94 m Rotordurchmesser) umgesetzt und getestet [65]. Insbesondere wurden auch Messtechniken für Anlagentests entwickelt. Durch Applizieren von Hinterkantenzahnungen am Blattaußenbereich konnte durch Arraymessungen von Oerlemans et al. [55] eine signifikante 3.2-dB Gesamtschallreduktion am Rotor nachgewiesen werden, hochfrequent ergaben sich z. T. aber auch Pegelerhöhungen – vermutlich als Folge der Wirbelumströmung der Seitenkanten der Zahnungen. Auch Hinterkantenbürsten wurden untersucht, allerdings (wahrscheinlich als Folge ungeeigneter Auslegung) ohne großen Erfolg [65]. Als deutsche Projektpartner waren die Universität Stuttgart und die (damals noch deutsche) NOI Rotortechnik GmbH an dem Projekt beteiligt. Allerdings sind die Ergebnisse und Messtechniken für den Anlagentest, vor allem die für rotierende Rotorblätter adaptierte Quelllokalisierung mit Mikrofonarrays als Ergebnis des Projekts für deutsche Forschungseinrichtungen und Hersteller nicht frei verfügbar.

Das EU-Projekt UPWIND (beendet 2011) war unter der Koordination von ECN auf die Machbarkeit sehr großer WEAn (20 MW) fokussiert. Akustische Arbeiten fanden nur in sehr beschränktem Maße statt und betrafen die Detailverbesserung von 2D Vorhersageverfahren für Hinterkantengeräusch, waren aber nicht Teil der Entwurfsüberlegungen. Generell sind Simulationswerkzeuge zur Vorhersage der Schallabstrahlung von WEAn-Rotoren, die sich zuverlässig auch für Entwurfsaufgaben einsetzen lassen, aus der frei zugänglichen Literatur nicht bekannt. Publierte Modelle beziehen sich ebenso in der Hauptsache auf die Geräuschvorhersage für (2D) Profile [5, 42, 57] bei niedrigen Reynoldszahlen und/oder beruhen in hohem Maße auf stark vereinfachten empirischen Annahmen, die einer Anwendung im Rahmen aeroakustischer Entwurfsprozesse widersprechen [3]. Wie unten näher erläutert, stellen die am DLR vorliegenden effizienten CFD/CAA-Verfahren in Verbindung mit stochastischen Quellmodellen einen vielversprechenderen Lösungsweg im Hinblick auf aeroakustische Entwürfe dar.

Relevante Forschungsarbeiten zur gezielten Reduzierung des Lärms von WEAn durch Entwurf und Lärminderungstechnologien fanden in Deutschland bisher in nur sehr geringem Maße statt. Das daraus fehlende Know-How auf einer auch breiteren akademischen Basis sowie im Bereich der Großforschung erklärt die vergleichsweise geringe deutsche Beteiligung an den genannten großen EU-Projekten zur Windenergie. Hervorzuheben ist das BMU-geförderte Projekt „Lärmreduzierung von Windkraftanlagen – Entwicklung und Validierung von lärmreduzierenden Maßnahmen von leisen Windkraftprofilen“ (FKZ 0325146), das von GE Wind Energy geleitet wurde und auf die Entwicklung fortschrittlicher Lärminderungstechniken für WEAn-Rotorprofile fokussiert war. An diesem zum „Highlight der BMU-Forschungsförderung 2010“ [1] gewählten Projekt war das DLR-Institut für Aerodynamik und Strömungstechnik maßgeblich beteiligt. Die Ausrichtung lag dabei auf der experimentellen

Erprobung verschiedenster passiver Lärminderungskonzepte (z. B. Wirbelgeneratoren, Hinterkantenmodifikationen) an 2D Blattmodellen im Windkanal. Auf projektrelevante Inhalte wird im nachfolgenden Abschnitt 2.2 näher eingegangen.

Das zu Projektbeginn an der Universität Stuttgart laufende Forschungsvorhaben „Optimierung aktiver Maßnahmen zur Reduktion des Hinterkantenlärms von WEAn - ActiQuiet“ (FKZ 0325484) bezieht sich im Gegensatz hierzu auf die Entwicklung und Vermessung von Maßnahmen der aktiven Strömungskontrolle (v. a. konstante, flächige Grenzschichtabsaugung), d. h. ein Mehraufwand von Leistung zur Grenzschichtbeeinflussung wird bewusst in Kauf genommen. Hier sollte im Laufe des Projektes geklärt werden, ob die erzielte Geräuschminderung tatsächlich diesen Mehraufwand rechtfertigt bzw. ob sich dieser sogar durch Widerstandseinsparung systemseitig amortisiert. Dabei war zu berücksichtigen, dass Absaugen bzw. Ausblasung selbst wiederum Quellen möglichen Zusatzlärms darstellen. Da jede Form von aktiver Strömungskontrolle die Systemkomplexität und damit auch die Herstellungskosten erhöht, ist eine sorgfältige Kosten-Nutzen-Analyse solcher Maßnahmen erforderlich. In dem hier vorliegenden Projekt wird in Abgrenzung dazu bewusst auf die Untersuchung aktiver Maßnahmen verzichtet, da die Autoren der Überzeugung sind, dass das Potenzial passiver Geräuschminderungsmaßnahmen in heutigen Umsetzungen noch nicht voll ausgeschöpft ist.

An heutigen WEAn bereits in die Praxis umgesetzte Geräuschminderungsmaßnahmen beziehen sich in der Hauptsache auf den geräuscharmen Blattentwurf unter Einsatz semiempirischer Vorhersagemethoden. Üblicherweise wird die auf diese Weise (mit beschränkter Genauigkeit) vorhergesagte Lärmemission bereits beim Blattdesign und somit bei der Auswahl der Profile im äußeren Blattbereich sowie der Blattspitzengestaltung berücksichtigt. Ihre Gewichtung erfolgt dabei jeweils in Konkurrenz zu übrigen Systemparametern wie Strukturgewicht, Lasten und Leistungskoeffizient C_P des Rotors.

In Gebrauch befindliche Nachrüstmaßnahmen sind die bereits oben angesprochenen Hinterkantenzahnungen sowie Wirbelgeneratoren zur Verzögerung von Strömungsablösungen. Ergebnisse typischer Zertifizierungsmessungen sind für derart modifizierte Anlagen leider nicht frei verfügbar und weichen möglicherweise von den oben genannten Arraymessergebnissen [55] ab.

2.2 Eigene Vorarbeiten und Forschungsumfeld

Das DLR hat langjährige Erfahrung in den für Windkraftforschung notwendigen Schlüsselkompetenzen und baut diese in den kommenden Jahren mit dem Explorationsthema Windenergie gezielt auf und aus. Durch Wissenstransfer insbesondere aus dem Bereich Luftfahrt können so wesentliche technologische Herausforderungen für den Bereich Windenergie in den Instituten des DLR aufgegriffen und bearbeitet werden. Dabei werden überwiegend die

relevanten Forschungsfragen „vor der Nabe“ adressiert, aber durch weitergehende Kompetenzen in DLR-Instituten oder die Zusammenarbeit in nationalen oder internationalen Forschungsk Kooperationen können auch systemintegrierende Forschungsfelder abgedeckt werden. Die Forschungskompetenzen sind dabei interdisziplinär aufgestellt. Leitthema bildet die Forschung am Rotor und im direkten bzw. indirekten Umfeld der WEA. Das DLR bildet diesen Forschungskontext ab mit Instituten für Aerodynamik und Strömungstechnik, Aeroelastik, Flugsystemtechnik, Antriebstechnik, Bauweisen und Konstruktionsforschung, Faserverbundleichtbau und Adaptronik sowie Physik der Atmosphäre. Die grundlegende Infrastruktur umfasst Mess- und Prüfstände für die Untersuchung von strukturdynamischen Eigenschaften und Akustik, diverse Windkanäle, Materialprüfstände, Rotorprüfstände sowie Modellierungs- und Optimierungstools.

Seit Beginn 2013 besteht darüber hinaus ein Kooperationsvertrag zwischen dem DLR sowie den etablierten Partnern Fraunhofer IWES (Institut für Windenergie und Energiesystemtechnik) und ForWind (Zentrum für Windenergieforschung der Universitäten Oldenburg, Bremen und Hannover). Damit wird das Know-How von mehr als 600 Wissenschaftler/innen in der Windenergieforschung gebündelt. Der Forschungsverbund ist durch seine personelle Stärke und die Vernetzung von Kompetenzen in der Lage, langfristige und strategisch wichtige Großprojekte erfolgreich zu bearbeiten. Diese Kooperation fand vor Projektstart bereits ihren Ausdruck im BMWi-geförderten Forschungsvorhaben SmartBlades (Beginn 12/2012). U. a. wurde hier das Anwendungspotenzial von erfolgreichen aktiven Klappenkonzepten aus der Luftfahrt (Vorflügelsegmente und Hinterkantenklappen) untersucht, um die Robustheit der WEA gegenüber Böenlasten zu erhöhen. Ein besonderer Schwerpunkt lag auf der Untersuchung formvariabler Komponenten. Im Projekt wurden Prinziplösungen erarbeitet und bis zur Vorbereitung der Herstellung eines Demonstrationsbauteils verfeinert. Akustische Aspekte wurden in kleinerem Umfang von der Leibniz Universität Hannover (FKZ 0325601C) bearbeitet. Insbesondere interessierte die Frage, inwieweit zur dynamischen Lastenregelung eingesetzte aktive Hinterkantenklappen die Geräuschemission der WEA erhöhen. Hier bestand der Hauptaspekt der Arbeiten also eher in einer empirischen Abschätzung und ggf. Minimierung der in Kauf zu nehmenden akustischen Nachteile als auf einer durch aktive Maßnahmen angestrebten Schallreduktion (wie sie beispielsweise im oben erwähnten Vorhaben ActiQuiet verfolgt wird). Diese Arbeiten wurden von DLR-AS im Rahmen eines Unterauftrages durch Bereitstellung der Versuchsanlage AWB sowie mit aeroakustischer Messexpertise unterstützt.

DLR-AS war substantiell am o. g. BMU-geförderten Projekt „Lärmreduzierung von Windkraftanlagen“ (FKZ 0325146, beendet 2010) als Unterauftragnehmer beteiligt [1, 32, 62]. Das Gesamtziel des Projektes war die Entwicklung und Validierung von passiven, nachrüsttauglichen Maßnahmen zur Schallminderung sowie von neuen, leisen aerodynamischen Profilen für WEAn. Dabei lag der Fokus der Untersuchungen auf der Reduktion von Hinterkanten-schall an 2D Tragflügeln. U. a. wurden passive Maßnahmen der Turbulenzkontrolle sowie Hinterkantenmodifikationen (poröse Materialien, Hinterkanten-zahnungen) untersucht. Die aerodynamische Bewertung der Maßnahmen erfolgte durch Messungen im Laminarwindkanal des Institutes für Aerodynamik und Gasdynamik (IAG) der Universität Stuttgart. Die

projektbezogenen Arbeiten von DLR-AS deckten alle aeroakustischen Analysen im instituts-eigenen akustischen Windkanal AWB sowie die Bereitstellung eigener Lärminderungskonzepte (in der Hauptsache Hinterkantenbürsten [29, 30]) ab. Diese im Rahmen von BELAR-WEA für weiterführende 3D Untersuchungen vorgeschlagenen Lärminderungskonzepte und entsprechende ggf. praxistauglichere Derivate (geschlitzte [9] bzw. poröse Kantenmodifikationen) lieferten erhebliche Minderungserfolge im 2D Fall, die den Effekt von Hinterkantenanzahlungen bei günstiger Parameterwahl weit übertreffen. Unter vergleichbaren 2D Laborbedingungen erzielten Hinterkantenanzahlungen und poröse Hinterkanten 3–4 dB, geschlitzte Hinterkanten 6 dB und Bürsten bis zu 10 dB Hinterkantengeräuschreduktion [30]. Mit Ausnahme der Hinterkantenanzahlungen, die bereits vereinzelt an WEAn im Einsatz sind, befinden sich die übrigen genannten Maßnahmen noch im Experimentalstadium. Bemerkenswerterweise konnten die im 2D Laborversuch für Hinterkantenanzahlungen antizipierten Geräuschminderungen durch Oerlemans et al. [55] annähernd im Feldversuch bestätigt werden, was die Attraktivität der hier vorgeschlagenen Alternativen, v. a. der im Labor deutlich effizienteren Bürstenkanten, unterstreicht.

Für poröse und geschlitzte Hinterkantenmodifikationen wurden von DLR-AS lediglich Wirksamkeitsnachweise erbracht, während detaillierte Skalierungsgesetze zur effektiven Übertragung (beispielsweise Anpassung der Porosität oder Schlitzgeometrie an die vorliegenden Strömungsbedingungen) lediglich in Grundzügen vorliegen, d. h. es wäre möglich, dass sich die oben angegebenen Geräuschminderungen für diese Maßnahmen noch steigern ließen. Erste systematische Untersuchungen dokumentieren allerdings eine Reduktion der Lärminderungswirkung mit dem Profilanstellwinkel [35], deren physikalische Ursache noch abschließend zu klären ist. Für Hinterkantenbürsten konnten demgegenüber im Rahmen von detaillierten DLR-internen Vorgängerstudien bereits Gestaltungsrichtlinien und Skalierungsgesetze für 2D Anwendungen abgeleitet werden [29, 30], auf die im Projekt direkt aufgebaut werden kann. Insbesondere zeigte sich, dass bei der Umsetzung der Bürsten neben grundsätzlichen Gestaltungsempfehlungen auch Designdetails unbedingt beachtet werden müssen, damit große Minderungserfolge erzielt werden können. Die oben erwähnte nachteilige Anstellwinkelsensitivität besteht im Falle der Bürsten nicht. Der mäßige Erfolg erster als eher spontan zu wertender Versuche im Rahmen von SIROCCO, Hinterkantenbürsten an einer realen WEA zu implementieren, belegen die Notwendigkeit der Beachtung solcher Skalierungsgesetze sowie sorgfältiger weiterführender Analysen hinsichtlich der Übertragung von 2D auf 3D (Phase 1 des Vorhabens) und schließlich auf 3D rotierend (Phase 2). Wichtig in diesem Zusammenhang ist die Minimierung von Zusatzlärmmentstehung infolge strömungsungünstiger Bauteilintegration. Weiterführende Arbeiten bezüglich der aeroakustischen Wirkung sowie der CAA-Simulation von porösen bzw. geschlitzten Hinterkanten (inklusive der Bereitstellung der dazu erforderlichen Anpassungen am CAA-Code PIANO des DLR) werden derzeit im Rahmen des DFG-geförderten Sonderforschungsbereichs SFB 880 "Grundlagen des Hochauftriebs künftiger Verkehrsflugzeuge", geleitet durch die TU Braunschweig, durchgeführt.

Zu ergänzenden, projektrelevanten Problemstellungen hat das DLR auch im Rahmen der Grundfinanzierung umfangreiche weitere Forschung initiiert. So leitete DLR-AS das grundfinanzierte Projekt MERWind (2012–2014) sowie dessen Nachfolger RoDeO (2015–2018),

in denen die multidisziplinären Entwurfsgrundlagen von WEAn (Aerodynamik, Aeroelastik, Strukturmechanik, Akustik) mittels hochwertiger numerischer Simulation erarbeitet wurden. Schwerpunkt war wie in BELARWEA eine genaue Betrachtung des Rotors. Durch Variation geometrischer und struktureller Eigenschaften einer Referenzanlage wurde die Bedeutung verschiedener entwurfsrelevanter Parameter auf die Leistungsfähigkeit der WEA abgeleitet, d. h. die hier erzielten Ergebnisse kamen den Arbeiten in BELARWEA direkt zu gute. Parallel dazu bestanden seit 2012 zwei gemeinsam mit WEAn-Herstellern finanzierte dreijährige Patenschaften zu den Themengebieten der Untersuchung/Modellierung von Strömungsablösegeräuschen sowie der Vorhersage aerodynamisch bedingter Schallentstehung und -minderung bei WEAn.

In Bezug auf das vorliegende Projekt besteht in DLR-AS eine weitreichende Expertise in höchst ähnlich gelagerten Fragestellungen aus der Luftfahrt, nachgewiesen durch prominente Teilnahme an EU-Förderprogrammen und durch Forschungsaufträge von Airbus. Zudem besteht umfassendes Know-How hinsichtlich des Entwurfs von Winglets, die z. T. an Airbus-Flugzeugen realisiert werden [36, 72], und Vorhersageverfahren für die laminar-turbulente Transition [26, 27].

Der effizienten und genauen Simulation der Umströmung der WEA kommt in BELARWEA zur aerodynamischen Optimierung der Winglets sowie als wesentliche Eingangsgröße für die aeroakustische Analyse eine Schlüsselrolle zu. Als Strömungslöser stehen dem DLR die Simulationsverfahren TAU, FLOWer und THETA zur Verfügung. Das vom DLR entwickelte CFD-Verfahren TAU wurde in den vergangenen zwei Dekaden speziell für die Luftfahrt entwickelt und ist für Simulationen auf parallelen Höchstleistungsrechnern optimiert. Der Löser weist alle Merkmale eines modernen Strömungslösers auf und ist bereits fest in die Entwicklungsprozesse der europäischen Luftfahrtindustrie für Flugzeuge (Airbus) und Hubschrauber (Airbus Helicopters) integriert. TAU wurde in den o. g. Projekten MERWind/RoDeO und SmartBlades für die Simulation von WEAn angepasst und eingesetzt.

Bezüglich der Aeroakustik besteht sowohl auf dem Gebiet der numerischen Simulation [12, 13, 14, 15, 16, 17, 18, 70] als auch der Entwicklung von Lärminderungsmaßnahmen für turbulenzbedingte Strömungsgeräusche [9, 29, 30, 32, 62] eine langjährige Expertise, die durch die Einbindung in alle themenrelevanten nationalen und EU-Forschungsvorhaben in der Luftfahrt nachgewiesen ist. Eine zuverlässige Vorhersage der turbulenzbedingten Schallerzeugung und -abstrahlung von WEAn-Rotorblättern auf der Basis nicht-empirischer Simulationsverfahren ist von großer Bedeutung für den multidisziplinären Entwurf. Nur Methoden, die auf „First Principles“ beruhen, sind allgemein genug angelegt, um die Schallerzeugung an weitgehend beliebig gestalteten Rotorprofilen und Blattspitzen zu beschreiben. Gleichzeitig müssen Schallvorhersageverfahren effizient genug sein, um im Rahmen von Entwurfs- und schließlich sogar Optimierungsprozessen eine Vielzahl von Varianten mit erträglichem Rechenaufwand berechnen zu können. Für die numerische Simulation des Umströmungsgeräusches an Hochauftriebssystemen von Transportflugzeugen hat DLR-AS in der vergangenen Dekade konsequent und erfolgreich ein hybrides Simulationskonzept zur Berechnung turbulenzbedingten Schalls entwickelt und umgesetzt. Diese Methodik kann unmittelbar für

die Simulation der „First-Principle“-basierten Simulation der Schallentstehung am WEAn-Blatt übernommen werden. Das Verfahren basiert auf zwei Simulationsschritten. Zunächst wird das zeitgemittelte Strömungsfeld mit Hilfe von TAU/THETA/FLOWer bestimmt. In einem zweiten Schritt wird eine hochauflösende Simulation der instationären Fluktuationen um das zeitgemittelte Strömungsfeld mittels des CAA-Codes PIANO durchgeführt. Die für solche Simulationen erforderlichen Turbulenzquellterme werden durch stochastische Rekonstruktion des instationären Turbulenzfelds mit Hilfe des von DLR-AS entwickelten Verfahrens FRPM² [13, 15, 16, 70] generiert. Die Leistungsfähigkeit des Konzepts konnte für verschiedene Anwendungen, z. B. für den für WEAn-Rotoren relevanten Hinterkantenlärm [18], nachgewiesen werden. Erste wesentliche Fähigkeiten zum gezielten Entwurf leiser Flugzeugkomponenten konnten bereits für die deutsche Luftfahrtindustrie bereitgestellt werden und sind dort mittlerweile im Einsatz; insbesondere wurden lärmarme Vorflügelpositionen eines Hochauftriebssystems ermittelt [12, 14, 17] und im Windkanalversuch bestätigt. Ebenso wurden 3D Simulationen der Schallabstrahlung einer Klappenseitenkante durchgeführt und teilvalidiert [15].

Hiermit sind alle wesentlichen Voraussetzungen geschaffen, um PIANO für die Schallerzeugung an WEAn-Rotoren einzusetzen. Relevante Vorarbeiten für die Anwendung von PIANO/FRPM an WEAn-Rotoren wurden bereits im DLR-Projekt MERWind durchgeführt.

In Ergänzung der weitreichenden numerischen Aktivitäten betreibt DLR-AS am Standort Braunschweig seit ca. 30 Jahren einen eigenen kleinen akustischen Windkanal (AWB, Düsenquerschnitt 1.2 m x 0.8 m) und nutzt hier für seine Forschungsarbeiten ebenfalls den von den Deutsch-Niederländischen Windkanälen betriebenen Akustikkanal DNW-NWB (Düsenquerschnitt 3.25 m x 2.8 m, Akustikkanal seit 2010).

Auf dem Gebiet der Mikrofonarraytechnik zur Schallquellenortung besitzt das DLR im gemeinsamen Vorgehen von DLR-AS und dem Institut für Antriebstechnik (DLR-AT) eine führende Rolle in der Entwicklung [46, 47] und Anpassung an neue Herausforderungen wie z. B. kryogene Bedingungen für Messungen in Windkanälen bei realen (Flug)-Reynoldszahlen [2], der Vergleichbarkeit von aeroakustischen Messungen in offener oder geschlossener Messstrecke [45], der Quelllokalisierung an überfliegenden Flugzeugen [24] und schnelllaufenden Rotoren in Prüfständen [21].

Darüber hinaus arbeitet das Institut seit mehr als 25 Jahren an der Entwicklung und dem Einsatz bildgebender Verfahren für aerodynamische Untersuchungen in Windkanälen und im Flugversuch. Neben der Deformationsmesstechnik für Spezialanwendungen (relevant für Phase 2) hat DLR-AS das Dual- bzw. Multi-Plane-Stereo-PIV (Particle Image Velocimetry) Verfahren entwickelt und etabliert [43, 67, 69]. Dieses Messprinzip, das eine simultane hochauflösende Messung der drei-komponentigen momentanen Geschwindigkeitsvektorfelder in räumlich getrennten Messebenen erlaubt, sollte in diesem Projekt genutzt werden, um zu je zwei sukzessiven Zeitpunkten die kohärenten Strukturen der turbulenten Grenzschicht, die

²FRPM: Fast Random Particle Mesh Methode

über die Hinterkante konvektieren, als auch jene im unmittelbaren Nachlaufgebiet stromab der Hinterkante erfassen zu können. Die aus diesem Datensatz zu berechnenden 2D Zwei-Punkt-Korrelationen der relevanten Geschwindigkeits- und Wirbelstärkeschwankungen enthalten wesentliche Informationen über deren aeroakustische Wirksamkeit und können auch direkt als Eingabedaten für angepasste CAA-Rechnungen dienen.

2.3 Schutzrechte/Patente

Bürsten als Maßnahmen zur Strömungsgeräuschreduktion wurden lediglich für die Anwendung am Vorflügel gemeinschaftlich durch Airbus und DLR-AS patentiert [50]. Weiterführende Anwendungen, insbesondere deren Übertragung auf WEAn, sind publiziert und öffentlich frei verfügbar [29, 30]. Die assoziierten Arbeiten an geschlitzten Hinterkantenmodifikationen fanden ebenfalls Niederschlag in einer Patentschrift [9] seitens DLR-AS. Darüber hinaus waren zu Projektbeginn keine weiteren Patentrechte Dritter bekannt, die einer Durchführung des Vorhabens oder der Verwertung der Vorhabenergebnisse entgegen stehen könnten.

2.4 NREL 5-MW-Referenzanlage

Der Fokus von Phase 1 lag entsprechend ihrer wissenschaftlich-technischen Teilziele (vgl. Abschnitt 1.2.2) auf vorwettbewerblicher Forschung, d. h. auf der genannten aeroakustischen Toolentwicklung und Verifizierung/Validierung. Als Referenzgeometrie wurde daher bewusst mit der NREL 5-MW-Referenzanlage [41] eine frei zugängliche generische Rotorkonfiguration gewählt, so dass keine mittelbare Begünstigung einzelner Industrieunternehmen aus deren Beratungsfunktion erwachsen konnte.

Diese Entscheidung erbrachte den Vorteil, dass erzielte Ergebnisse im wissenschaftlichen Austausch mit Forscherkollegen sowie gegenüber allen Mitgliedern des Industriebeirats frei kommuniziert und auch publiziert werden konnten. Ein weiterer Vorteil im Vergleich zur Nutzung vertraulicher Anlagengeometriedaten eines bestimmten Herstellers bestand in der unmittelbaren freien Verfügbarkeit von Geometrie- und Strukturinformationen sowie vereinzelt bereits publizierter Forschungsergebnisse (insbesondere CFD-Simulationen sowie Akustikmessungen an 2D Rotorblattsegmenten), mit denen der in BELARWEA erzielte Projektfortschritt in direkten Bezug gesetzt werden konnte.

Für die NREL 5-MW-Referenzanlage gelten die in Tabelle 2.1 gegebenen Spezifikationen, d. h. die Nennschnellaufzahl beträgt 7.0175. Der Blattgrundriss mit Position und Erstreckung der Aufbauprofile ist in Abbildung 2.2 gezeigt. Die lokale Blatattiefe und der Profileinstellwinkel sind der Tabelle im linken Bildteil zu entnehmen. Im für die Aufgabe in BELARWEA relevanten

Tabelle 2.1: Spezifikation der NREL 5-MW-Referenzanlage.

Nennleistung	5 MW
Rotorkonfiguration	Luvläufer, Dreiblattrotor
Regelung	drehzahlvariabel, kollektive Blattverstellung
Triebstrang	mehrstufiges Getriebe mit "schneller" Generatorwelle
Rotordurchmesser / -radius	126 m / $R = 63$ m
Nabendurchmesser	3 m
Nabenhöhe	90 m
Einschaltwindgeschwindigkeit („Cut-In“)	3 m/s
Nennwindgeschwindigkeit („Rated“)	11.4 m/s
Abschaltwindgeschwindigkeit („Cut-Out“)	25 m/s
Einschaltdrehzahl („Cut-In“)	$\Omega = 6.9$ rpm
Nenndrehzahl („Rated“)	$\Omega_{\text{nenn}} = 12.1$ rpm
Nennblattspitzengeschwindigkeit	80 m/s

Blattaußenbereich $R = 50.4\text{--}63$ m liegen demnach ausschließlich NACA-64-618-Profile vor; diese Kontur wurde entsprechend als Referenzprofilierung in BELARWEA gewählt. In diesem Zusammenhang interessant waren bereits vorhandene NACA-64-618-Messdaten von DTU Wind Energy, die während der Projektlaufzeit im Rahmen des vierten BANC-Workshops³ freigegeben wurden und ebenfalls für Vergleiche im Projekt herangezogen werden konnten [87].

Das Referenzblatt in BELARWEA - Phase 1 baut in den oben genannten Hauptmerkmalen auf dem NREL-5-MW-Referenzrotorblatt auf. Allerdings enthält dessen Originaldokumentation nach Jonkman et al. [41] lediglich alle gemäß Blattelementtheorie erforderlichen Informationen und lässt daher, wenn wie hier ein detaillierteres CAD-Modell als Basis für CFD und CAA-Simulationen erstellt werden soll, einen gewissen Interpretationsspielraum offen. U. a. ist der Außenbereich des Blattes (durch Angabe der Profilbezeichnung und Profillehnenlänge) nur bis $R = 61.6333$ m festgelegt. Bis $R = 63$ m, d. h. im Bereich der äußeren 2.2%, war die Geometrie, insbesondere die Randbogenform frei zu interpretieren. Als Vorlage für die gewählte Referenz-Randbogenform in diesem äußeren Bereich diente hier eine von der Fa. SENVION zur Verfügung gestellte Interpretation des NREL-5-MW-Referenzrotors, die entsprechend gängiger Blattspitzenentwürfe ausgestaltet war.

³4th AIAA/CEAS Workshop on Benchmark Problems for Airframe Noise Computations, 2–3. Juni 2016, Lyon, Frankreich

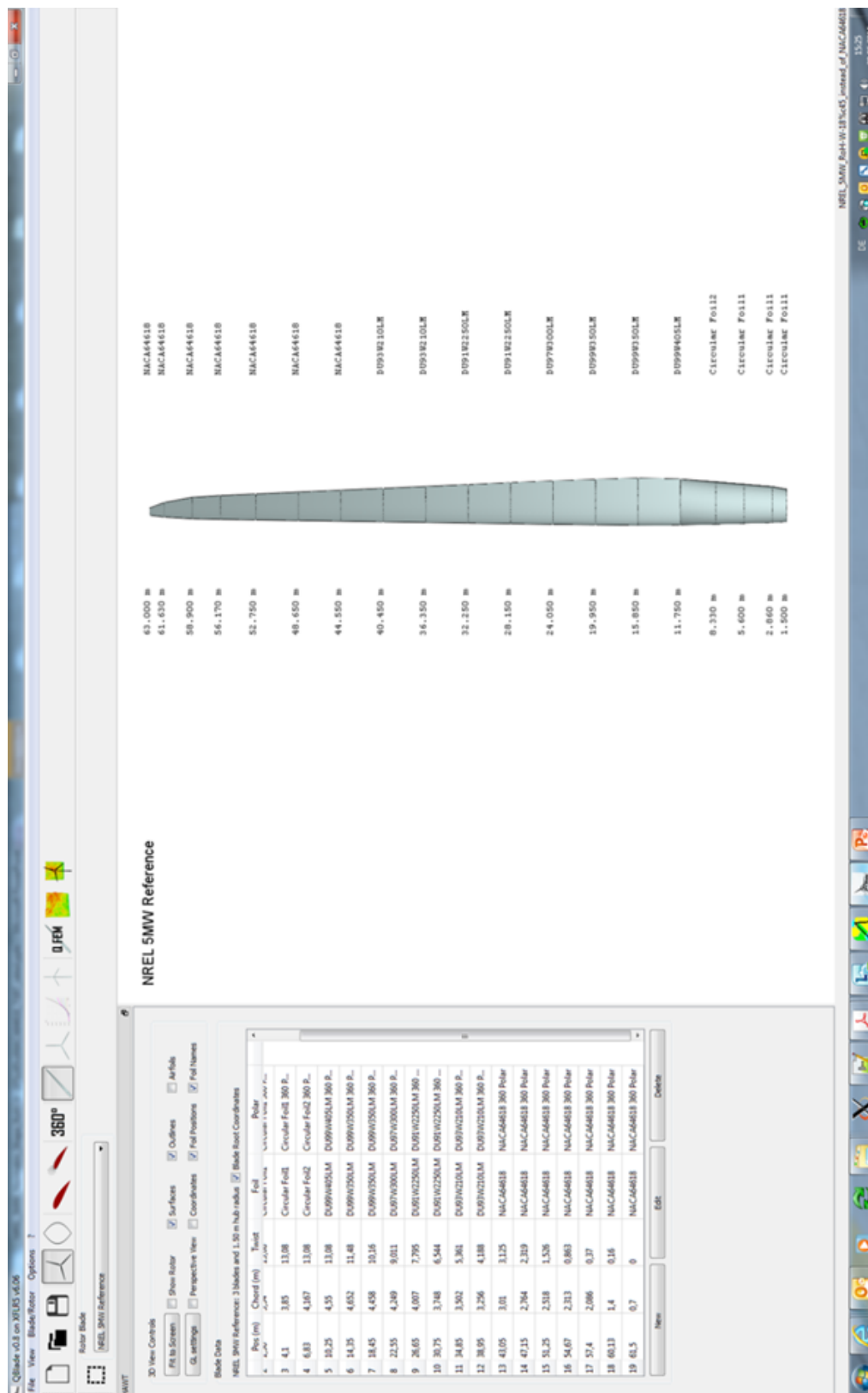


Abbildung 2.2: Blattgrundriss NREL 5 MW, Bezeichnung und Lage der Aufbauprofile.

3 Numerische Methoden/Setups

3.1 Vorentwurfsmethoden

3.1.1 2D Profilentwurf

Blattelementverfahren QBlade

Zur Bewertung der aerodynamischen Leistung von Windturbinen und zur Abschätzung stationärer aerodynamischer Lasten sowie von Leistung und Ertrag wurde ein einfaches Blattelementverfahren, QBlade [49], als Bindeglied zu heutigen, industriell genutzten Verfahren eingesetzt. QBlade ist ein Open-Source-Windkraftanlagen-Design-und-Simulationstool der TU Berlin. Qblade verfügt über eine komfortable grafische Benutzeroberfläche und ist nahtlos in den Profilsimulator XFOIL [10] integriert. Die Einbettung in XFOIL erlaubt es dem Benutzer, maßgeschneiderte Flügelprofile zu erstellen, deren Profilpolare zu berechnen, auf einen Anstellwinkelbereich von 360° zu extrapolieren und direkt in eine Windkraftanlagensimulation zu integrieren. Dadurch wird der Import und Export von Profildaten zwischen verschiedenen Codes überflüssig. Zusätzlich verfügt QBlade über ein vielseitiges Postprocessing und erlaubt so die Einsicht in alle relevanten Blatt- und Rotorvariablen, um so Rotordesigns und Simulationen zu vergleichen und zu analysieren. Die für BELARWEA ausgewählte Referenzkonfiguration NREL 5 MW (Abbildung 2.2) konnte in den relevanten Betriebspunkten nachgerechnet werden.

Unter Verwendung der Daten, die die variable Rotordrehzahl, Einschalt- und Abschaltwindgeschwindigkeit sowie Blattverstellung beschreiben, stellt sich die Rotorcharakteristik über den Betriebsbereich entsprechend Abbildung 3.1 dar. Die Nennleistung der Anlage wird bei einer Windgeschwindigkeit von 11 m/s mit etwa 5 MW erreicht, wie im linken oberen Bildteil zu sehen, und danach durch Blattverstellung konstant gehalten. Die Rotordrehzahl als Funktion der Windgeschwindigkeit ist im rechten, oberen Bildteil zu sehen. Die lokale Reynoldszahl Re der Blattschnitte ist im rechten, unteren Bildteil aufgetragen. Die einzige, dick gezeichnete Kurve zeigt die Situation für die Nennwindgeschwindigkeit. Im äußeren Bereich des Blattes, ab etwa $R = 40$ m, wird eine Reynoldszahl von etwa $Re = 11$ Mio. erreicht. Der Leistungsbeiwert der NREL 5 MW ist in der folgenden Abbildung 3.2 über der Schnelllaufzahl ('TSR': Tip-Speed-Ratio) im linken oberen Bildteil aufgetragen. Der Auslegungspunkt $TSR = 7$ ist durch den dicken Punkt in Grün gekennzeichnet. Mit diesem Punkt korrespondieren die dick

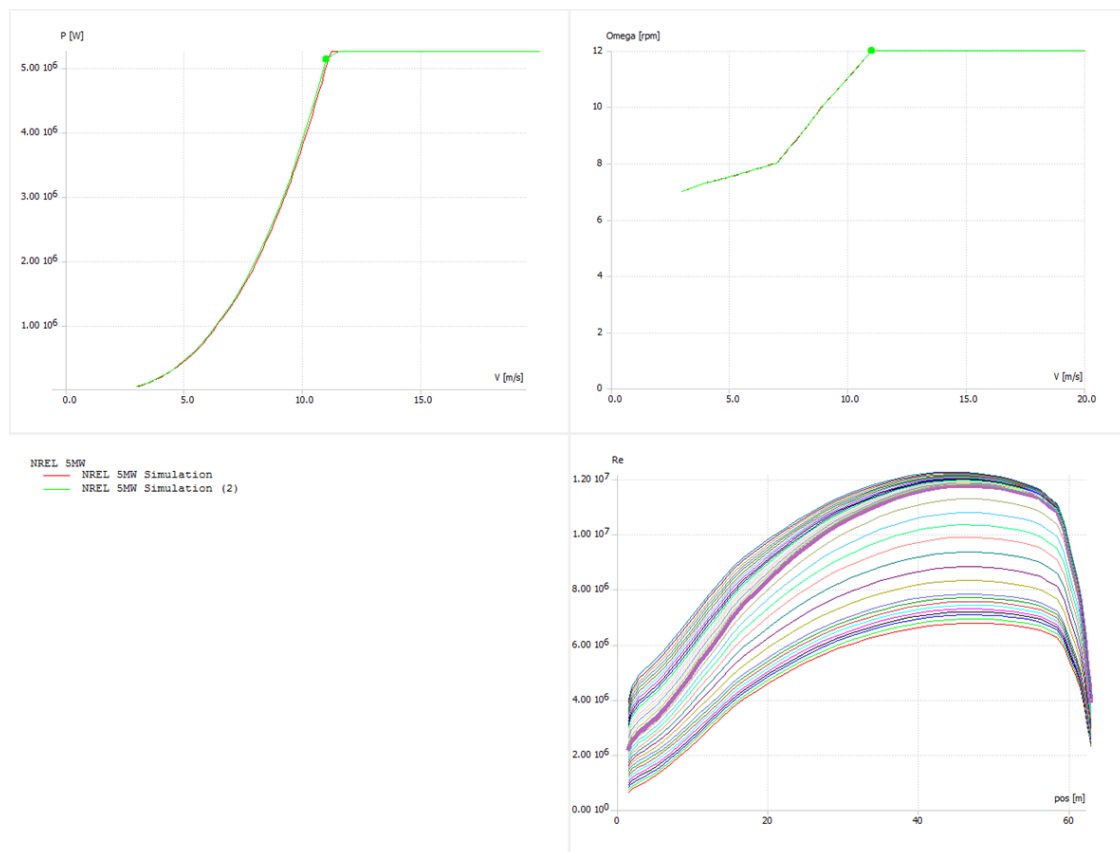


Abbildung 3.1: Leistung und Rotordrehzahl NREL 5 MW, lokale Reynoldszahl.

durchgezogenen Kurven für den lokalen Auftriebsbeiwert sowie Anstellwinkel im rechten Bildteil. Im Auslegungspunkt werden im äußeren Blattbereich lokale Auftriebsbeiwerte ('Lift Coeff') von deutlich über $c_a = 1$ erreicht. Nach 2-dimensionaler, akustischer und leistungsbezogener Bewertung vielversprechender Profilentwürfe können somit Kandidat-Konturen in das Rotorblatt eingebaut werden und die Anlagenleistung sowie der Ertrag abgeschätzt werden.

2D Entwurfs- und Nachrechnungsverfahren XFOIL 6.93

Für diese Arbeit wurde für die Entwürfe neuer aerodynamischer Profile und für die Ermittlung der Druckverhältnisse sowie aerodynamischer Kenngrößen vorhandener Profilkonturen das numerische Rechenverfahren XFOIL 6.93 von Drela [10] verwendet. Dieses eignet sich insbesondere für die Entwicklung von Profilen, die bei niedrigen Reynoldszahlen, wie sie im Fluge an Segel- und Kleinflugzeugen auftreten, betrieben werden. Durch die Installation des Programmsystems auf einem schnellen PC sowie die menügesteuerte, interaktive Anordnung der Programmmodule sowie die schnelle grafische Ausgabe der Ergebnisse ist

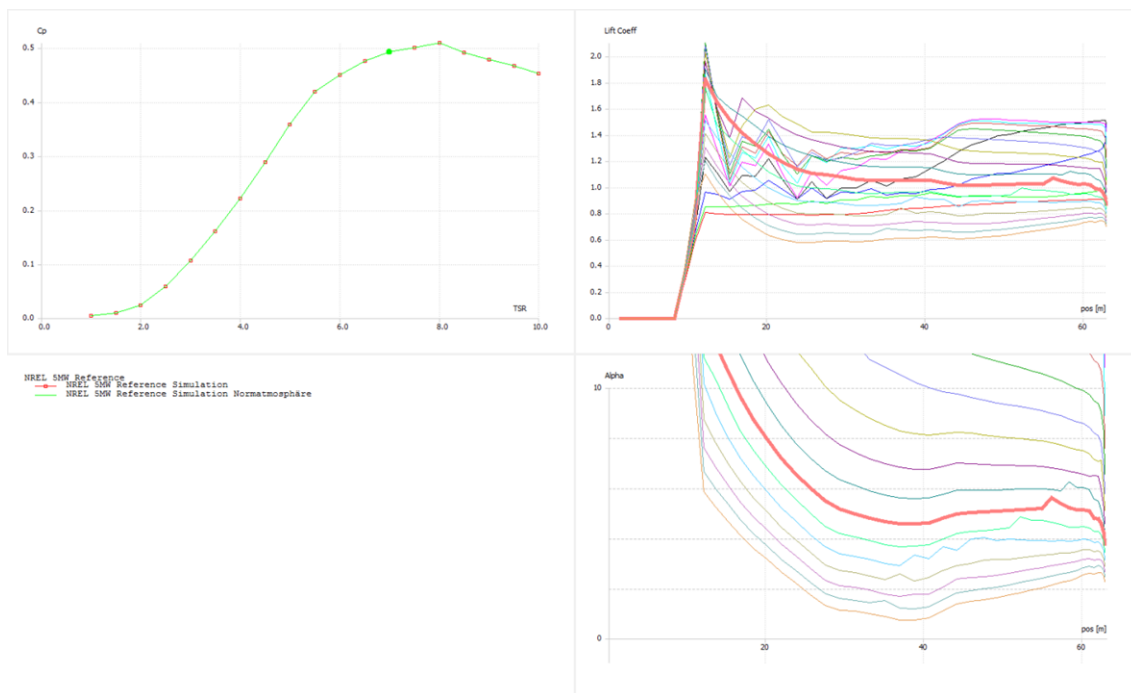


Abbildung 3.2: Leistungsbeiwert des Rotors NREL 5 MW, lokaler Auftriebsbeiwert und Anstellwinkel.

eine erhebliche Beschleunigung des Entwicklungsprozesses zu verzeichnen. Die Nachrechnung einer bekannten Profilkontur sowie der Entwurf einer neuen erfolgt mit Hilfe eines Panelverfahrens, welches eine zweidimensionale Modellierung der Umströmung des Profils vornimmt. Die Profilkontur wird dazu in N Panels, der Nachlauf in $N + N_w$ Panels aufgeteilt. Kontur- und Nachlaufpanels werden mit stückweise konstanter Quellstärke σ_i belegt, deren Betrag eine Funktion der Grenzschichtentwicklung ist. Zusätzlich werden die Konturpanels mit linearen Potentialwirbeln der Stärke γ_i belegt, um die Zirkulation zu berechnen. 250 Panels auf der Kontur wurden verwendet, um steile Druckverläufe und die Grenzschichteffekte aufzulösen. Die Profilhinterkante darf eine endliche Dicke haben, um späteren baulichen Anforderungen gerecht zu werden. In diesem Fall muss ein zusätzliches Panel zwischen erstem und letztem Konturpanel eingefügt werden, welches die Kontur schließt. Damit dort ein glatter Abfluss der Strömung erfolgen kann, müssen Wirbel- und Quellstärke des Hinterkantenpanels an die der benachbarten Panels der Ober- und Unterseite angepasst werden. Die Berechnung der reibungsfreien Strömung führt mit Berücksichtigung der Kutta'schen Abflussbedingung zu einem linearen $(N + 1) \times (N + 1)$ Gleichungssystem für die Werte der Wirbel γ_i . Liegt eine scharfe Hinterkante (also Hinterkantendicke Null) vor, werden die Gleichungen in γ für $i = 1$ und $i = N$ identisch mit der Gleichung des Hinterkantenpanels für $i = (N + 1)$. Dieses Problem wird dadurch umgangen, dass die Zirkulation für das N te-Panel durch Extrapolation der davorliegenden Panels auf Ober- und Unterseite gewonnen wird. Der Einfluss der Grenzschicht auf die Potentialströmung wird über die auf der Oberfläche des Profils und im Nachlauf angeordnete Quellenverteilung σ_i berücksichtigt. Es ist möglich, sowohl laminare als auch turbulente Grenzschichten zu berechnen. Die Bestimmung der

Lage des Umschlagpunktes laminar-turbulent erfolgt durch die Berechnung des Transitionsparameters n_{crit} . Darin wird das logarithmische Verhältnis der Störungsamplitude zu einer Startamplitude von Tollmien-Schlichting Störungen bestimmt und mit einem empirisch gewonnenen Grenzwert verglichen. Wird dieser überschritten, ist der laminar-turbulente Umschlag erfolgt und weiter stromab wird turbulente Grenzschicht berechnet. In dieser Arbeit wurde mit $n_{crit} = 9$ gearbeitet. Die Kopplung der reibungslosen mit der reibungsbehafteten Strömung erfolgt im Bereich der Profilkontur über die Gleichsetzung der Wirbelstärke γ mit der Geschwindigkeit am Grenzschichttrand. Die freie Nachlaufströmung wird geformt durch den Einfluss der Summe aller Wirbel und Quellen auf der Profiloberfläche auf den Nachlauf. Der Einfluss der reibungsbehafteten Grenzschicht auf die Potentialströmung wird durch das Transpirationsprinzip modelliert. Der Profilwiderstand wird aus dem Impulsverlust des Nachlaufs bestimmt, welcher sich aus dem Impulsverlust der Ober- und Unterseitengrenzschicht zusammensetzt. Durch ein globales Newton-Verfahren wird das Gleichungssystem für das reibungslose Strömungsfeld, die Grenzschicht sowie den laminar-turbulenten Umschlag gelöst. Der Entwurf einer neuen Profilkontur basiert auf der schrittweisen, immer nur einen Teil der Kontur einschließenden Modifikation einer bekannten Profilform, wobei im Entwurfssegment die gewünschten Geschwindigkeiten durch den Anwender vorgegeben werden und die neuen Koordinaten Teil der Lösung des Gleichungssystems sind. Im übrigen Bereich des Profils hingegen sind die Koordinaten der Kontur bekannt und die Geschwindigkeiten werden bestimmt. Der Anwender setzt diesen iterativen Prozess solange fort, bis die entworfene Profilform die Entwurfsanforderungen möglichst genau erfüllt. Das Programm ist frei verfügbar unter GPL-Lizenz und wird in Industrie und Forschung häufig eingesetzt.

3.1.2 Wingletentwurf

Der Vorentwurf der dreidimensionalen/nichtplanaren Winglets wurde mit einer institutseigenen Rechenkette auf Basis des potentialtheoretischen Programms LiftingLine [37] durchgeführt. Die Rechenkette vereinigt die potentialtheoretische Berechnung der nichtplanaren Flügelgeometrie mit der Berechnung des reibungsbehafteten, zweidimensionalen Profilwiderstandes durch das Programm XFOIL [10]. Beide Programme für sich bieten gute Vorhersagewerte in ihren Bereichen, welche sich trotz der resultierenden Einschränkungen im Bereich des nichtlinearen Hochauftriebes sehr gut für die Vorhersage des aerodynamischen Verhaltens von hochgestreckten Tragflügelkonfigurationen eignen. Durch die geringen Rechenzeiten dieser Programmkette werden Optimierungen mit vielen Iterationen und verschiedensten Parametern möglich und werden für die Vorauslegung von Tragflügelkonfigurationen genutzt.

1. Schritt: CFD-RANS-Simulation mit TAU

CFD-RANS-Simulationen dienen als Grundlage dieser Rechenkette. Neben den aerodynamischen Beiwerten werden vor allem Daten aus dem Strömungsfeld um das Profil herum als Eingangsdaten für die nachgelagerten Simulationsschritte benötigt. Zum einen dienen die Parameter Geschwindigkeitsvektor sowie Druck- und Dichteverteilung als zeitgemittelte Größen der Hintergrundströmung für die CAA-Rechnung, zum anderen wird die Turbulenzstatistik aus der CFD-Simulation für die Turbulenzrekonstruktion mittels der FRPM-Methode gebraucht. Für die CFD-Simulationen kam in BELARWEA - Phase 1 der DLR-Strömungslöser TAU (Version 2014.1.0) zum Einsatz. Hierin wird ein quasi-2D Fall simuliert, für den das 2D Rechengitter mit der Ausdehnung von einer Zelle in Spannweitenrichtung extrudiert wird. Die Gitter werden für alle Profile mit dem Gittergenerator ICEM CFD erzeugt. Die Gittergenerierung wurde teilweise mit sogenannten Replay-Skripten automatisiert, wodurch eine effiziente und vor allem qualitativ gleichbleibende Gittererzeugung ermöglicht wird. Es stehen zu Projektende zwei Replay-Skripte zur Verfügung, eins für eine endlich dicke Hinterkante sowie eins für eine Hinterkantendicke gleich Null.

Um ein qualitativ hochwertiges Gitter mit einer möglichst geringen Zellanzahl zu erzeugen, wurde der Ansatz eines hybriden Netzes verwendet. Hierbei wird der Bereich in der Nähe des Profils mit einem blockstrukturierten Gitter mit hoher Qualität¹ vernetzt. Die profilnahe Strömung sowie die Grenzschichten auf Ober- und Unterseite werden entsprechend aufgelöst. Entlang der Ober- und Unterseite sind jeweils 255 Knoten verteilt. Normal zur Oberfläche sind es 110 Knoten. Die Höhe der ersten Zellschicht ist dabei so gewählt, dass ein y^+ -Kriterium von $y^+ < 1$ erreicht wird. Bei endlich dicker Hinterkante werden 6 Gitterpunkte entlang der Kante verteilt, was zu einem relativ groben Gitter in diesem Bereich (verglichen mit den sehr dünnen Grenzschichtzellen) führt, jedoch einen stabilisierenden Einfluss auf die Konvergenz der Lösung hat. Der Bereich zwischen dem blockstrukturierten profilnahen Netz und den 100 Sehnenlängen entfernten Randflächen wird mit einem unstrukturierten vierecksdominierten Gitter vernetzt. Die verringerte Netzqualität in diesem Bereich wird in Kauf genommen, da die quellrelevanten Effekte in der Nähe des Profils stattfinden. Weiterhin ermöglicht die Technik des hybriden Netzes ein Einsparen von Zellen im Außenbereich und wirkt sich somit effizienzsteigernd hinsichtlich der Rechenzeit aus. Insgesamt verfügt das Netz über ca. 105 000 Zellen. Abbildung 3.4 zeigt ein solches CFD Netz für einen Benchmark-Testfall aus BANC². Das strukturierte körpernahe Netz und die feinere Auflösung in der Grenzschicht sind deutlich zu erkennen. Die CFD-Simulation mit TAU auf dem DLR-Cluster CASE kann in wenigen Stunden auf einem 24-CPU Server-Node erfolgen. Dies kann parallel für mehrere Anstellwinkel gleichzeitig erfolgen. Die Variation erfolgt über die Änderung des Zuströmvektors auf dem Fernfeldrand. Somit kann ein und dasselbe Netz für alle Anstellwinkel verwendet werden. Als Turbulenzmodell wird das Menter-SST-Modell verwendet, welches eine Kombination aus dem $k-\omega$ -Modell (wandnaher Bereich) und $k-\epsilon$ -Modell (wandferner Bereich) ist. Zur Behandlung der laminar/ turbulenten Transition auf den Profilen stehen drei verschiedene Setups zur

¹(d. h. min. angle $> 40^\circ$; Eriksson skewness > 0.75 ; determinant > 0.9)

²BANC: AIAA/CEAS Workshop on Benchmark Problems for Airframe Noise Computations, vgl. hierzu auch ...

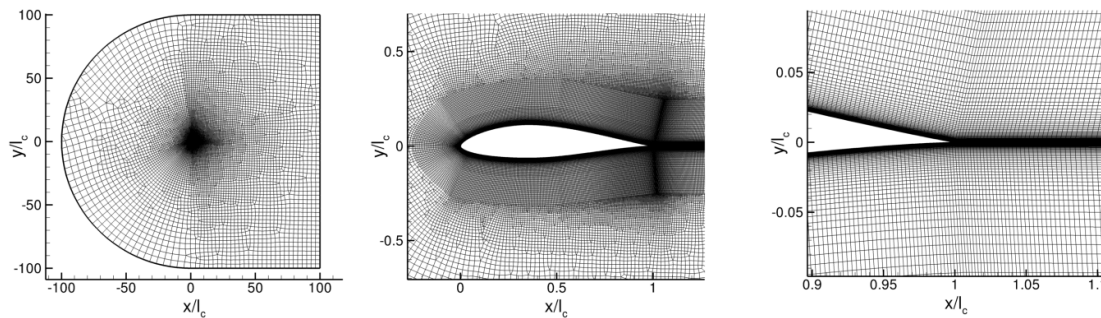


Abbildung 3.4: Zweidimensionales CFD Netz; Beispiel: DU 96-W-180, aus BANC-Workshop.

Verfügung:

- Vollturbulente Umströmung: Die Grenzschicht wird ab der Nasenkante als voll turbulent angenommen. Dieses Verhalten entspricht dem eines im Betrieb sehr stark verschmutzten Profils.
- Manuelle Vorgabe der Umschlagpunkte: Für Druck- und Saugseite können in der TAU-Parameterdatei manuell die Umschlagpunkte von laminarer zu turbulenter Grenzschicht eingegeben werden. Diese Punkte können z. B. mit dem Panelverfahren XFOIL und der e^n -Methode oder mit NOLOT (vgl. Abschnitt 3.3 berechnet bzw. anhand experimenteller Ergebnisse eingestellt werden.
- Automatische Berechnung der Umschlagpunkte: Die Umschlagpunkte werden automatisch im Verlauf der CFD-Simulation mit dem γ - Re - θ -Modell von Langtry und Menter (implementiert in TAU) berechnet. Es werden zwei zusätzliche Transportgleichungen zur Berechnung der Umschlagpunkte gelöst.

Projektbegleitend wurde die Validität des Verfahrens stets am Beispiel von dokumentierten Benchmark-Testfällen [31], [34], [80], [87] geprüft, siehe Abbildung 3.5 (BANC Testfall 1: NACA 0012, 0° Anstellwinkel, fixierte Transition bei 5 % Sehnenlänge). Gute Übereinstimmungen beim Druckbeiwert sowie für Geschwindigkeitsprofile und Profile der kinetischen Energie der Turbulenz k_T an der Hinterkante sind zu erkennen. Die gewonnenen CFD-Daten dienen im weiteren Verlauf zur Bestimmung der integralen Profilparameter (Auftrieb und Widerstand) sowie liefern die Grundströmung und Turbulenzstatistik für die nachfolgende 2D CAA-Simulation. Das benötigte Rechengitter sowie die CFD-Setups können schnell und effizient mittels geeigneter Skripte erstellt werden. Die Teilautomatisierung der Rechenkette spart Zeit und vermeidet Fehler bei Aufsetzen der 2D CFD-Rechnungen. Weiterhin werden die Ergebnisse automatisch für die nachfolgende CAA-Simulation (DLR Code PIANO) aufbereitet.

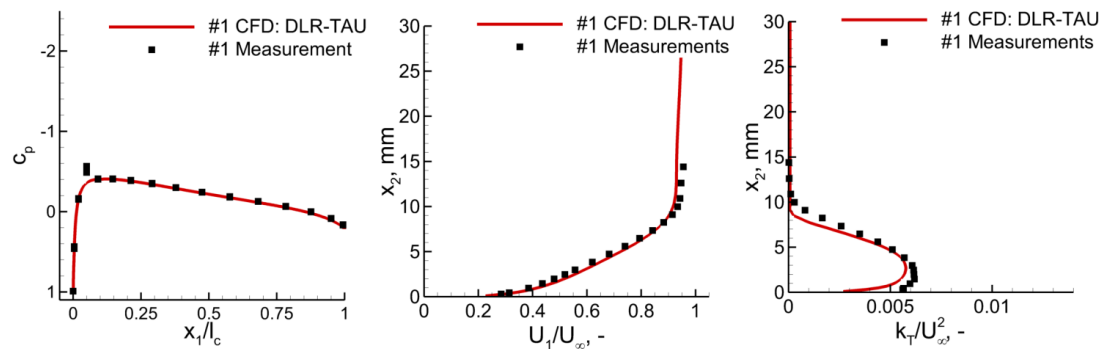


Abbildung 3.5: CFD-Ergebnisse für NACA-0012-Profil bei 0° Anstellwinkel verglichen mit Messdaten (IAG Stuttgart, aus BANC-Workshop).

2. Schritt: CAA-Simulation mit PIANO unter Verwendung von FRPM zur stochastischen Rekonstruktion der Turbulenz

Der CAA-Code PIANO (Perturbation Investigation of Aerodynamic Noise) ist heute das DLR CAA-Standardverfahren zur Lösung von instationären Störungen um RANS-Strömungen auf blockstrukturierten Gittern (hochauflösende finite Differenzen) für die Berechnung der Schallentstehung und –fortpflanzung in Strömungen bis zum nahen Fernfeld. FRPM als Kernelement für die Quellenbeschreibung ist unabhängig vom verwendeten CAA-Code, wie weiter unten im Zusammenhang der 3D Simulationen ausgeführt. Zur Einführung in die FRPM-Methode sei auf die bereits in Abschnitt 2.2 genannten Referenzen verwiesen (vgl. Seite 13 f.). Für die auf 2D Profilen basierenden Simulationen wird in BELARWEA auf "Best Practice" Regeln nach Rautmann [59] zurückgegriffen. Im Rahmen von BELARWEA entwickelte Neuerungen bezogen sich v. a. auf die ebenfalls angestrebten 3D Simulationen und werden im folgenden Abschnitt 3.2.2 (Seite 28 ff.) im Detail beschrieben.

3.2.2 3D CFD/CAA für Blattspitzenmodelle

CFD-RANS-Simulation mit TAU

Erste Arbeiten umfassten die Nachrechnung der in CAD-Geometrien überführten LiftingLine-Entwürfe mittels höherwertiger numerischer Simulation. Die verwendeten Randbedingungen sind in Abbildung 3.6 dargestellt. Damit entspricht der Strömungszustand der freien Anströmung. Eine Grenzschichtströmung auf dem Windkanalboden wurde nicht modelliert. Der Abstand der Fernfeldwände ist hinreichend groß gewählt, um eine Rückwirkung auf die lokale Flügelumströmung auszuschließen. Die CFD-Gitter wurden mit dem Netzgenerator SOLAR

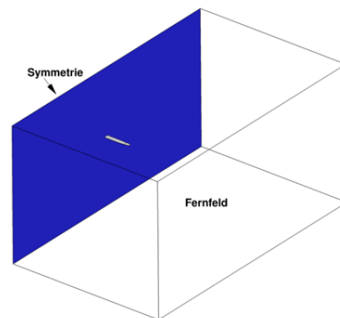


Abbildung 3.6: Verwendete Randbedingungen und Größenverhältnisse in den CFD-Simulationen.

erzeugt. Durch die Vierecks-dominierte Vernetzung kann der Flügel nahezu entsprechend einer strukturierten Vernetzung diskretisiert werden (Abbildungen 3.7 und 3.8). Weiterhin lassen sich dünne Hinterkanten auf diese Weise gut vernetzen, siehe Abbildung 3.8 (rechts). Die Gitterpunktzahlen liegen bei rund 4 Mio. Punkten für die Konfigurationen ohne Winglet und bei 4.5 Mio. Punkten für die Varianten mit Winglets. Die Höhe der ersten Zellebene wurde so gewählt, dass eine Auflösung von y^+ in der Größenordnung von 1.0 gewährleistet ist, vgl. Abbildung 3.9.

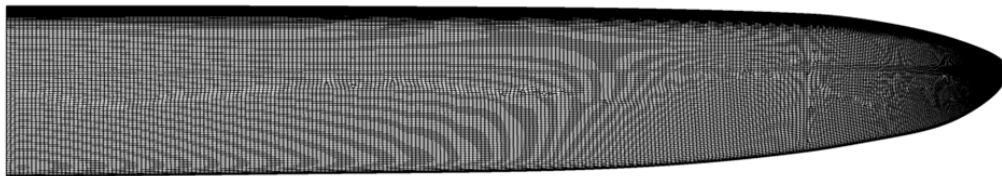


Abbildung 3.7: Oberflächengitter NACA-64-618-Referenzflügel.

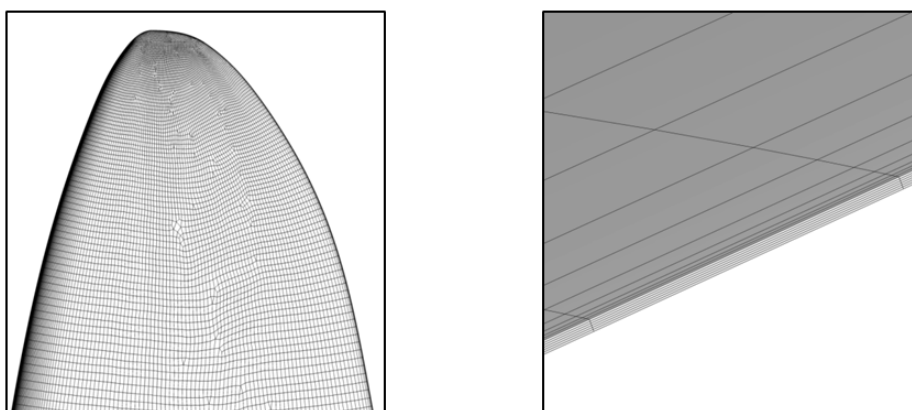


Abbildung 3.8: Oberflächengitter an der Blattspitzengeometrie (links) mit strukturierter Vernetzung an der Flügelhinterkante (rechts).

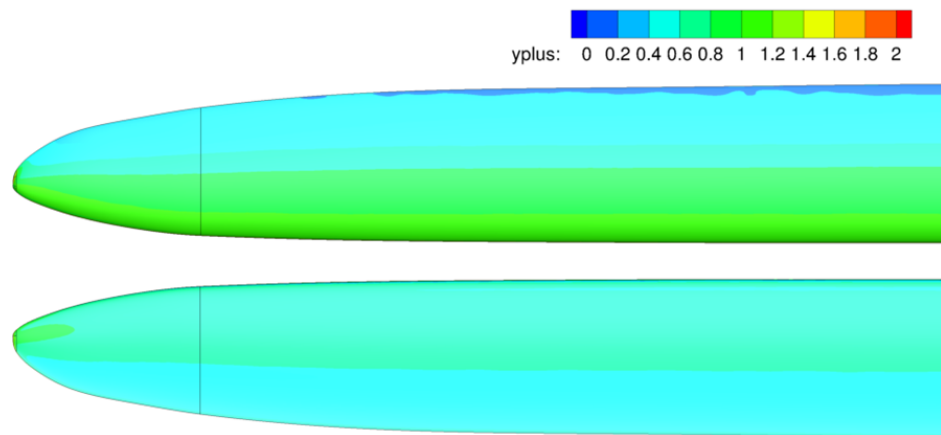


Abbildung 3.9: Exemplarische Verteilung von y^+ : Oberseite (oben) und Unterseite (unten) der NACA-64-618-Referenzblattspitze.

Erweiterte aeroakustische Vorhersage

Im Projekt durchgeführte Erweiterungen der Vorhersagefähigkeit hinsichtlich 3D WEAn-Blattspitzen beinhalten die nachfolgenden vier Teilschritte:

1. Erweiterung des stochastischen Turbulenzmodells und Störungsgleichungen im rotierenden System,
2. Anpassung der 3D stochastischen Quellmodellierung für wirbelstärkebasierte anisotrope Quellmodellierung,
3. Anpassung der Quellmodellierung im Sinne eines Überganges von einer voll-deterministischen Beschreibung zu einer wellenzahlselektiven Quellanregung,
4. Evaluierung von gemischt-deterministischer Quellmodellierung für aeroakustische Vorhersagen am Blatt.

Zusätzlich wurde eine ungleiche Zeitschrittweite in PIANO und FRPM umgesetzt und verifiziert: Beim Übergang von 2D CAA-Simulationen mit stochastischem Forcing zu 3D Problemen wächst der notwendige Rechenaufwand für einen FRPM-Zeitschritt überproportional zum CAA-Zeitschritt an. D. h. während der FRPM-„Overhead“ bei 2D Simulationen im Vergleich zum CAA-Zeitschritt vernachlässigbar ist, kann dieser Aufwand bei 3D Simulationen signifikant werden und die Gesamtrechnenzeit dominieren. Zur Adaption der FRPM-Rechenzeit an die 3D Problemstellung „Blattspitze“ wurde als erste sehr effektive Maßnahme eine variable Zeitschrittweitenrealisierung für PIANO/FRPM implementiert und getestet. Die Zeitschrittwei-

te hängt bei FRPM von der maximalen Strömungsgröße ab, bei PIANO von der Schallgeschwindigkeit. Bei kleinen Machzahlen wächst damit der maximal erlaubte FRPM-Zeitschritt im Verhältnis $1/M$ im Vergleich zum PIANO-Zeitschritt an. Daher wurde eine variable Zeitschrittweite in FRPM realisiert, so dass ein vollständiger Rechenschritt nur alle $N \sim 1/M$ CAA-Zeitschritte durchgeführt wird. Zwischenzeitwerte der Quelle werden mit einer Interpolation hoher Ordnung in PIANO verwendet. Dadurch kann die Rechenzeit um ca. einen Faktor N für FRPM beschleunigt werden.

Zur Erweiterung des stochastischen Turbulenzmodells und der Störungsgleichungen auf rotierende Systeme wurden die hierzu notwendigen Verfahrensmodifikationen identifiziert. Als wesentliche Erweiterung wurde die Impulsgleichung der Störungsgleichungen im CAA-Verfahren PIANO durch einen Coriolis-term aus Rotationsvektor und Störgeschwindigkeiten ergänzt.

Ebenso wurde die Anpassung der 3D stochastischen Quellmodellierung für wirbelstärkebasierte anisotrope Quellmodellierung durchgeführt und die Arbeiten abgeschlossen. Eine Hauptfragestellung dabei war die Ableitung von Kovarianzen der im Allgemeinen anisotropen Wirbelstärkefluktuationen aus einer stationären RANS-Simulation und die Umsetzung dieser Größen im stochastischen Quellmodell FRPM. Zur Ableitung der Kovarianzen wurde das Modell von Gorski & Bernard herangezogen. Des Weiteren wurde eine alternative Variante zur Ableitung der Wirbelstärkekovarianzen aus Reynolds-Spannungen untersucht. Eine stochastische Umsetzung beider Alternativen wurde in FRPM implementiert und erfolgreich getestet. Basierend auf Referenzdaten aus einer skalenauflösenden Grobstruktursimulation (LES) für eine turbulente Grenzschicht konnte das Alternativmodell als die genauere Modellierung der Wirbelstärkekovarianzen identifiziert werden. Allerdings deuten CAA-Profilsimulationen mit dem anisotropen Wirbelstärkemodell darauf hin, dass die aeroakustische Vorhersagequalität im Vergleich zum Standardvorgehen, welches auf der stochastischen Realisierung von isotropen Geschwindigkeitsfluktuationen basiert (sogenanntes 'Source A'-Modell), nicht verbessert wurde, Abbildung 3.10(a).

Die Simulation der Wirbelstärkefluktuationen basiert auf der Hypothese, dass deren Längenskala, die deutlich kleiner ist als die integrale Längenskala der Geschwindigkeitsfluktuationen, als kleine konstante Größe l_{min} modelliert werden kann. Abbildung 3.10(a) zeigt Simulationen für drei verschiedene Realisierungen mit jeweils unterschiedlicher, aber konstanter Längenskala. Mit allen gewählten Längenskalen kann nur eine befriedigende Übereinstimmung mit den experimentellen Ergebnissen erzielt werden, während das 3D Modell basierend auf isotropen Geschwindigkeitsfluktuationen und variabler integraler Längenskala aus RANS (Source A) sehr gute Übereinstimmung mit Referenzmessungen zeigt (rote Kurve in Abbildung 3.10(a)). Als Konsequenz dieser Simulationen werden die weiteren CAA-Simulationen in BELARWEA - Phase 1 mittels Source A durchgeführt.

Eine Erweiterung der isotropen stochastischen Geschwindigkeitsfluktuationen kann prinzipiell analog zur anisotropen Wirbelstärkemodellierung stochastisch realisiert werden (d. h. alle Implementierungen können direkt übernommen werden), vorausgesetzt eine konstante Län-

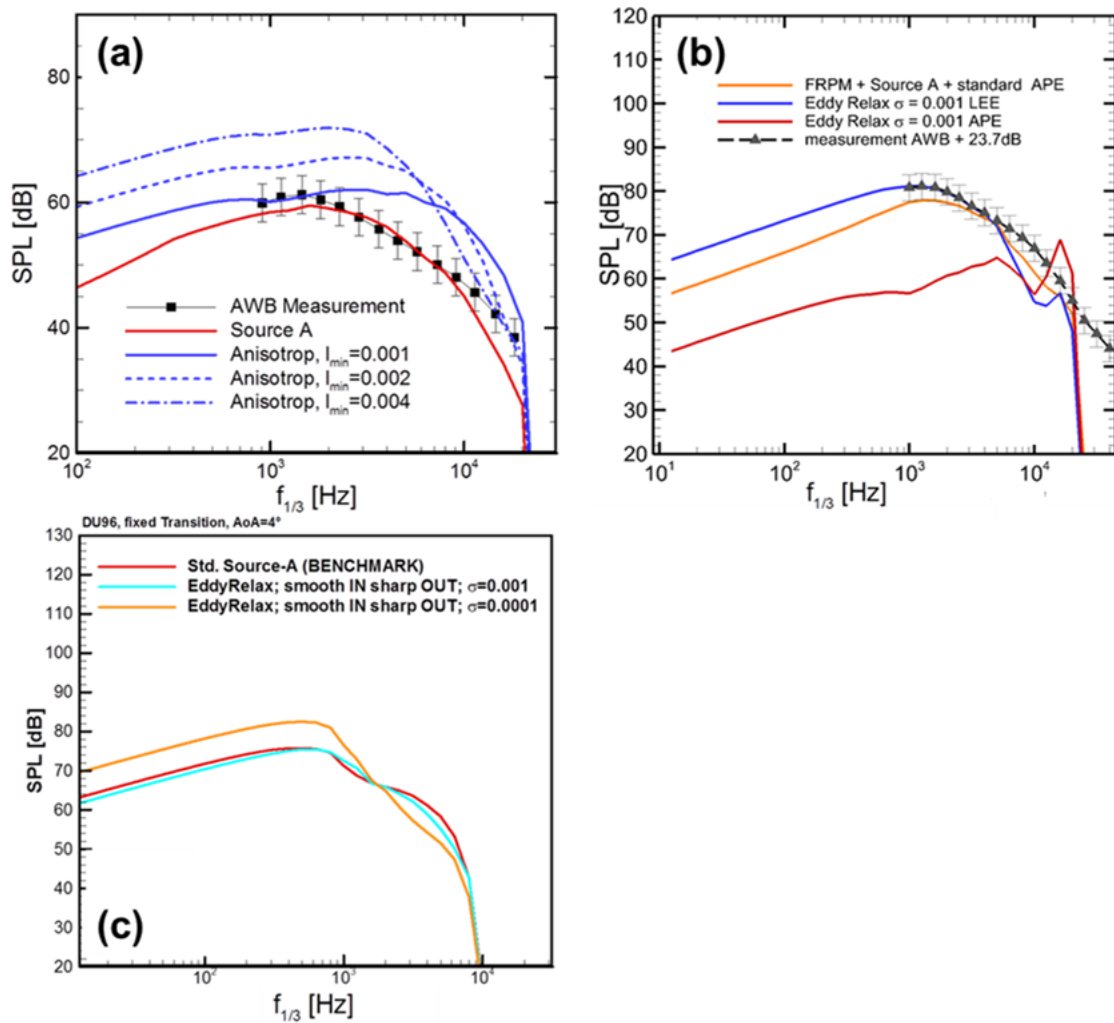


Abbildung 3.10: Terzspektren aus Testsimulationen für CAA-Anpassungen; (a) anisotrope fluktuierende Wirbelstärkequelle im Vergleich zu Referenzsimulation und Messung am NACA 0012 (aus BANC); (b) semi-deterministisches Quellmodell (Eddy Relax) mit verschiedenen Störungsgleichungen (LEE/APE) und Messung am NACA 0012; (c) semi-deterministisches Quellmodell (Eddy Relax) mit unterschiedlichen Relaxationsparametern σ und Referenzsimulation mit Standardmodell Source A (isotrope Geschwindigkeitsfluktuationen) am DU 96-W-180.

genskala kann für die Realisierung der Geschwindigkeitsfluktuationen genutzt werden. Eine stochastische Generierung beliebiger Turbulenzspektren (Liepmann, von Kármán, etc.) durch die Überlagerung von FRPM-Realisierungen jeweils konstanter Längenskala wurde bereits demonstriert. Die Realisierung anisotroper Geschwindigkeitsfluktuationen durch Zusammenführung beider Simulationskomponenten ist daher möglich, konnte jedoch im Rahmen des knappen Planungsspielraums nicht umgesetzt werden.

Die beiden letzten Arbeitspunkte betreffen die Anpassung der Quellmodellierung im Sinne eines Überganges von einer voll-deterministischen Beschreibung zu einer wellenzahlselektiven semi-deterministischen Quellanregung sowie deren Evaluierung. In diesem Kontext wurde ein Relaxationsquellterm der Impulsgleichung untersucht, der ausschließlich Wirbelmoden anregt, akustische Moden jedoch nicht beeinflusst. Abbildung 3.11 demonstriert für ein 3D Testproblem die Eigenschaft der Relaxationsquelle, Wirbelstärkefluktuationen in den Störungsgleichungen anzuregen.

Hierzu werden in einem würfelförmigen Rechengebiet homogen-isotrope Wirbelstörungen aufgebracht. Als CAA-Gleichungen werden die linearisierten Euler-Gleichungen (LEE) bei uniformer Strömung in x -Richtung eingesetzt. Auf der linken Seite ist die Verteilung der ersten Wirbelstärkekomponente in einer x - y -Schnittebene durch den Würfel gezeigt. In der Unterabbildung (A) ist eine Zeitaufnahme der räumlichen Verteilung dieser Komponente dargestellt, die als Zielgröße verwendet wird. Die Unterabbildung (B) zeigt die entsprechende angeregte Komponente. Eine qualitativ und quantitativ sehr gute Übereinstimmung wird erzielt. Auf der rechten Seite ist die spektrale Übertragungsfunktion aus dem Verhältnis von angeregtem zu Anregungssignal für eine Auswerteposition im Rechengitter dargestellt. Eine perfekte Allpasscharakteristik für alle Wirbelstärkekomponenten bis zur Gittergrenzfrequenz (bei der ein steiler Abfall auftritt) ist sichtbar. Freie Parameter der Quellankopplung mittels Eddy Relaxation sind der Relaxationsparameter (die Zeitkonstante) σ , sowie die Grenzwellenzahl, die von der Anregungsquelle realisiert wird. Bei sehr großem Relaxationsparameter ist die Quelle hart angekoppelt, d. h. die gesamte Quelldynamik wird den Störungsgleichungen

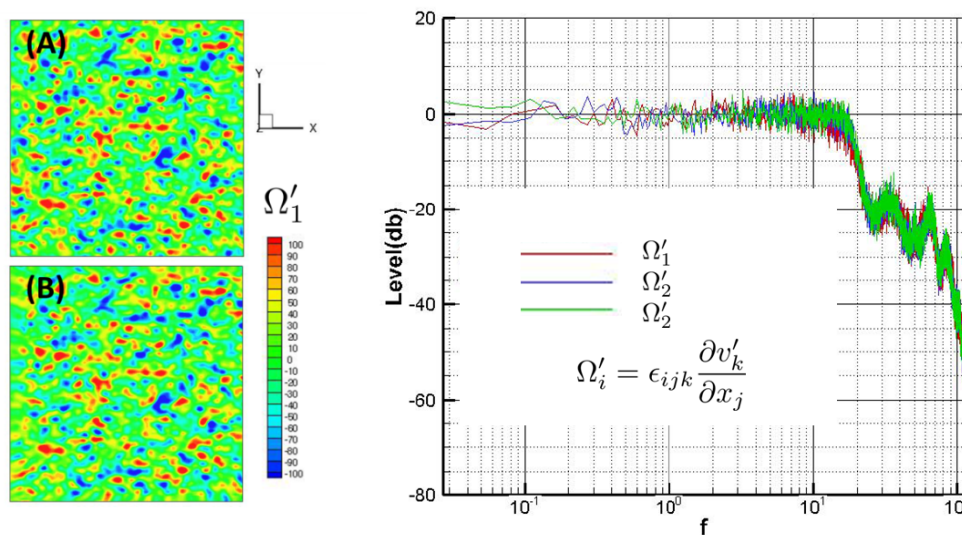


Abbildung 3.11: Anregung von Wirbelstärkefluktuationen mittels Eddy Relaxation für ein 3D Testproblem mit uniformer Hintergrundströmung in x -Richtung (LEE); Zeitaufnahme der als Zielgröße verwendeten ersten Wirbelstärke-Komponente in der Symmetrieebene $z = 0$ (A); angefachte erste Wirbelstärkekomponente in der Ebene $z = 0$ (B); spektrale Übertragungsfunktion für alle 3D Wirbelstärkekomponenten (rechts).

aufgeprägt. Ein reduzierter Relaxationsparameter ermöglicht eine direkte Simulation von Störungsdynamiken (teilskalenauflösende Simulation). Die aktuellen Untersuchungen beschränken sich ausschließlich auf eine Eignung im voll-deterministischen Modus.

Abbildung 3.10(b) präsentiert mit dem Relaxationsquellterm (Eddy Relax) im voll-deterministischen Modus simulierte Spektren für NACA-0012-Hinterkantenlärm, wobei jeweils beide für Lärmvorhersagen verwendeten Störungsgleichungen, nämlich akustische Störungsgleichungen (APE) und LEE (s. o.), angewandt werden, im Vergleich zu Messungen und dem Standardvorgehen basierend auf APE und Quellen aus Geschwindigkeitsfluktuationen. Aufbauend auf den mit dem anisotropen Wirbelstärkemodell gewonnenen Erkenntnissen, wird die Ziel-Wirbelstärke der Relaxationsquelle ebenfalls aus dem stochastischen Modell für Geschwindigkeitsfluktuationen abgeleitet. In der Kombination Relaxationsquelle + LEE (blaue Kurve) ergibt sich über ein weites Frequenzband eine hervorragende Übereinstimmung mit den Messergebnissen. Die Simulationsqualität ist von ähnlicher Güte wie die aus dem Standardvorgehen (FRPM + Source A + APE).

Für die APE mit Relaxationsquelle ergibt sich jedoch eine signifikante Verschlechterung in der Qualität des simulierten Spektrums. Ein Grund hierfür liegt vermutlich darin begründet, dass die APE, anders als die LEE, keine Wirbelmoden auflösen. Es werden daher wesentlich größere Regelungsgrößen vom Quellterm benötigt, um die vorgegebene Wirbeldynamik aufzuprägen, d. h. größere Werte des Relaxationsparameters σ . Da dessen absolute Größe wiederum die numerische Stabilität des Rechenverfahrens und damit die zulässige Zeitschrittweite übermäßig einschränkt (während der gewählte Wert des Relaxationsparameters für die LEE hinreichend ist, da der Stellgrößenbedarf aufgrund der aufgelösten Wirbeldynamik kleiner ausfällt), erscheint eine Kombination der APE mit Relaxationsquelle nicht sinnvoll.

Damit stehen für eine voll-deterministische Quellbeschreibung zwei alternative Simulationstrategien zur Verfügung, nämlich 1) das Standardvorgehen basierend auf den APE (orange Kurve in Abbildung 3.10(b)), sowie 2) Relaxationsquelle mit LEE (blaue Kurve). Eine abschließende Testanwendung für unterschiedlich große Relaxationsparameter ist in Abbildung 3.10(c) für Hinterkantenschall von einem DU-96-W-180-Profil gezeigt. Bei hinreichend großem Relaxationsparameter ($\sigma = 0.001$) wird eine sehr gute Übereinstimmung mit dem Standardvorgehen erzielt.

Wie oben erläutert, erfordert die allumfassende Entwicklung hin zu einer voll-3D teilskalenauflösenden Simulation einen über den in BELARWEA vorgesehenen weitergehenden Aufwand und wird in anderen Forschungsprojekten fortgeführt. Hauptaugenmerk der CAA-Entwicklungsarbeiten im Rahmen von BELARWEA war die Anpassung von aeroakustischen Simulationswerkzeugen der Luftfahrt für Windkraftanwendungen, um eine maximale Synergie und optimale Ausnutzung der vorhandenen Fähigkeiten zu erzielen. Als 3D CAA-Werkzeuge zur Simulation des breitbandigen Umströmungsgeräusches aus FRPM standen zu Projektbeginn verschiedene im Rahmen von Luftfahrtprojekten erprobte und zur Anwendungsreife gebrachte aeroakustische Propagationsmethoden unterschiedlicher physikalischer Beschreibungstiefe und Simulationskomplexität zur Verfügung. Neben volumenauflösenden

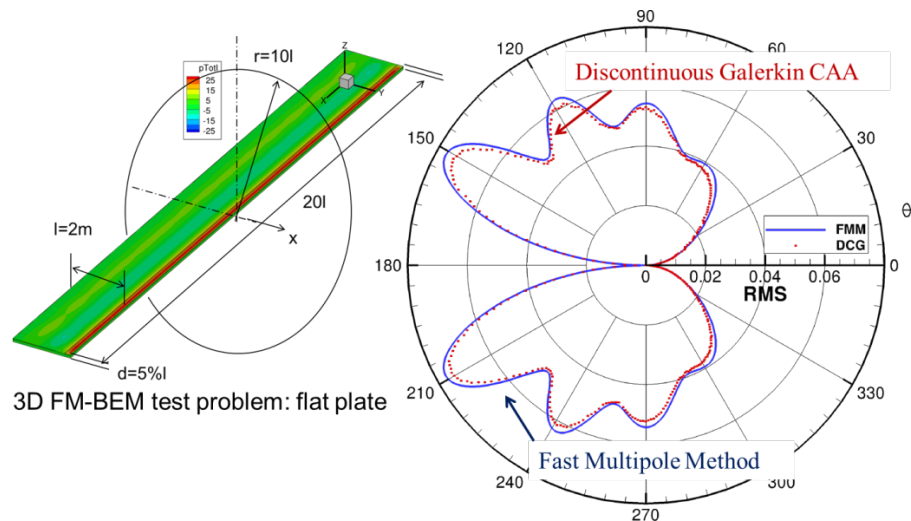


Abbildung 3.12: Vergleich der Abstrahlcharakteristik von FRPM-basierem Hinterkantengeräusch einer ebenen Platte für FM-BEM und 3D CAA mit Volumennetz (DISCO++).

CAA-Verfahren (strukturierte Rechennetze: PIANO, unstrukturierte Rechennetze: DISCO++) wurde alternativ auch ein hocheffizientes, auf der schnellen Multipol-Methode basierendes, Randelementeverfahren (Fast Multipole Boundary Element Method, FM-BEM) FMCAS³ aufgebaut. Die hohe Effizienz basiert auf der Verwendung von unstrukturierten Oberflächennetzen bei vereinfachter Schallabstrahlungssimulation (Vernachlässigung von Refraktionseffekten in nicht-uniformer Strömung) mit schnellen numerischen Verfahren. Für die 3D Blattspitzensimulationen wurde im weiteren Verlauf, in Abwandlung des ursprünglich geplanten Einsatzes von PIANO (3D volumenauflösend), das FM-BEM-Verfahren eingesetzt, das aufgrund seiner reduzierten numerischen Komplexität besser kompatibel mit dem derzeitigen Entwicklungsstand der Windkraftindustrie erscheint. Aufgrund der Kopplung der FRPM-Quellmodellierung mit allen DLR AS-TEA-Propagationsmethoden kann die Erweiterungen der anisotropen stochastischen 3D Quellmodellierung aus BELARWEA unmittelbar in Verbindung mit FM-BEM genutzt werden.

Abbildung 3.12 zeigt die gute Übereinstimmung der Abstrahlcharakteristik von Hinterkantenlärm für 3D volumenauflösende CAA (DISCO++) und das FM-BEM Verfahren bei kleiner Machzahl. Zur Übertragung in das rotierende System wird die Skalierungsmethode von Schlinder & Amiet [66] und Sinayoko [71] herangezogen. Im Unterschied zur Nutzung von FM-BEM in BELARWEA wurde im DLR-Projekt RoDeO auf Basis von Ergebnissen aus 2D CAA-Simulationen an zulassungsrelevanter Beobachterposition ein Gesamtpegel mit einem vereinfachten aeroakustischen Blattelementverfahren ermittelt (vereinfachte geometriebedingte Abstrahlungscharakteristik) und mit den Ergebnissen aus auflösenden 3D Simulationen verglichen. Ziel von BELARWEA war demgegenüber die Nachrechnung von einzelnen ausge-

³FMCAS: Fast Multipole Code for Acoustic Shielding. Der Name der Software bezieht sich auf deren primäre Anwendung für Schallabschattungsuntersuchungen.

wählten 3D Blattspitzen. Der Schwerpunkt von RoDeO lag in der Vorhersage einer für Optimierungszwecke vergrößerten Variantenvielfalt mittels vereinfachter Vorhersagemethodik. Mit der schnellen Multipol-Formulierung ist es möglich, die Schallabstrahlung von komplexen 3D Blattspitzen zu berechnen, deren strukturierte Vernetzung für den CAA-Löser PIANO vergleichsweise kostspielig zu erreichen ist. Dieses Vorgehen stellt damit einen für industrielle Anwendungen attraktiven Kompromiss zwischen empirischen Handbuchmethoden und hochauflösender 3D CAA, also zwischen Detaillierungsgrad der Simulation und der Laufzeit dar. Die BEM basiert auf dem Kirchhoff-Integral, das für ein umgebendes, homogenes Strömungsfeld mithilfe der zugehörigen Green'schen Funktion des freien Feldes auf einem Oberflächengitter numerisch gelöst wird. Im schallrelevanten Außenbereich des Rotors erfüllt die Strömung um das Blatt die durch FM-BEM gestellte Bedingung homogener Umströmung hinreichend gut. Die Schallquelle, die in das Integral eingeht, ist das fluktuierende Feld des akustischen Potentials auf dem betrachteten Teil der Rotoroberfläche. Der nötige Rechenaufwand ist abhängig von der aufzulösenden Abstrahlfrequenz und damit von der Anzahl N der Rechenpunkte des Oberflächengitters. Die Rechenzeit skaliert mit N^2 . Mit Hilfe der FM-BEM kann die Rechenzeit auf den Faktor $N \log(N)$ reduziert werden. Mit der FM-BEM ist es also prinzipiell möglich, mit vergleichsweise geringem Ressourceneinsatz die Schallabstrahlung vollständiger Rotoren oder ganzer Anlagen zu berechnen. Vorteilhaft für die industrielle Anwendung ist dabei das einfach zu erzeugende kartesische 3D Netz für die stochastischen Quellen sowie die Verwendung von unstrukturierten Oberflächennetzen auf dem Rotorblatt.

Die wesentlichen Bestandteile der 3D Schallvorhersage sind damit die Netzerstellung, die vorgeschaltete Simulation der Quellinformation mittels FRPM und die Ausbreitungsrechnung der Schallsignale mit dem FM-BEM Code FMCAS. Aufgrund der Anforderungen der FM-BEM an das Oberflächennetz wurde für die Blattspitzenmodelle im Gegensatz zur zugrundeliegenden CFD-Simulation eine scharfe Hinterkante verwendet. Die Hinterkante der vorliegenden Blattspitzengeometrien wurde dazu CAD-seitig mit CATIA V5 angepasst und die Geometrien im Anschluss mit Centaur 11.6 vernetzt. Ein solches Netz ist für die Blattspitze der Referenzgeometrie in Abbildung 3.13 dargestellt. Sämtliche Oberflächennetze wurden für Frequenzen der Schallabstrahlung bis 15 kHz ausgelegt.

Die für die FRPM-Simulationen erstellten Quellgebiete (sog. Patches) beinhalten jeweils ca. 1.3 Mio. Gitterpunkte. Damit lassen sich Strukturen > 1.4 cm auflösen. Mit dem verwendeten FM-BEM-Verfahren wird die Schallabstrahlung von 1.3 Mio. Oberflächenzellen frequenzabhängig innerhalb von 1–4 h auf 24 CPUs berechnet. Im zuletzt für die Bewertung der Winglets gewählten Setting, vgl. Abschnitt 5.5.2, wird das Spektrum der Schallabstrahlung pro Flügel von 18 Terzmittenfrequenzen (125 Hz bis 16 kHz) repräsentiert. Als Quellmodell wird – wie oben erwähnt – die anisotrope Wirbelquelle verwendet, vgl. [60]. In Abbildung 3.14 sind die gewählten Abmessungen der Quellpatches exemplarisch für die Referenzblattspitze zusammen mit Ergebnissen der RANS-Simulation in diesem Gebiet gezeigt.

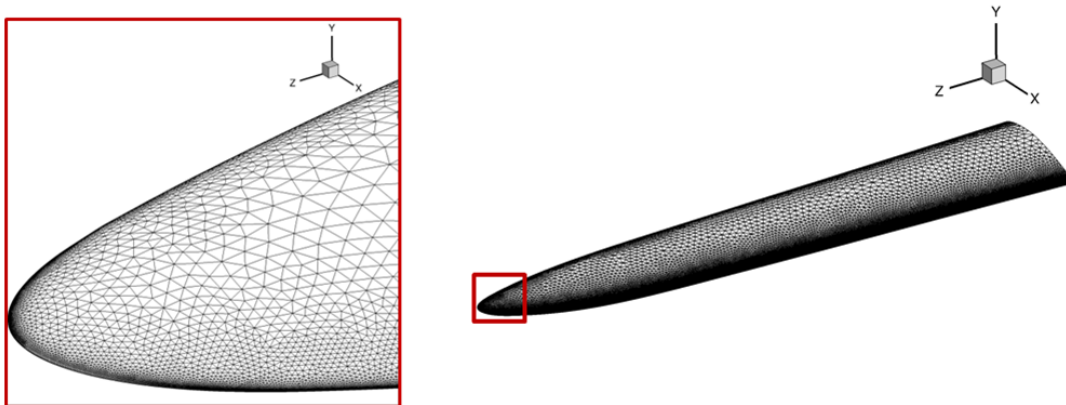


Abbildung 3.13: Oberflächen-gitter einer 3D Blattspitze (Referenzrotor) für die FM-BEM.

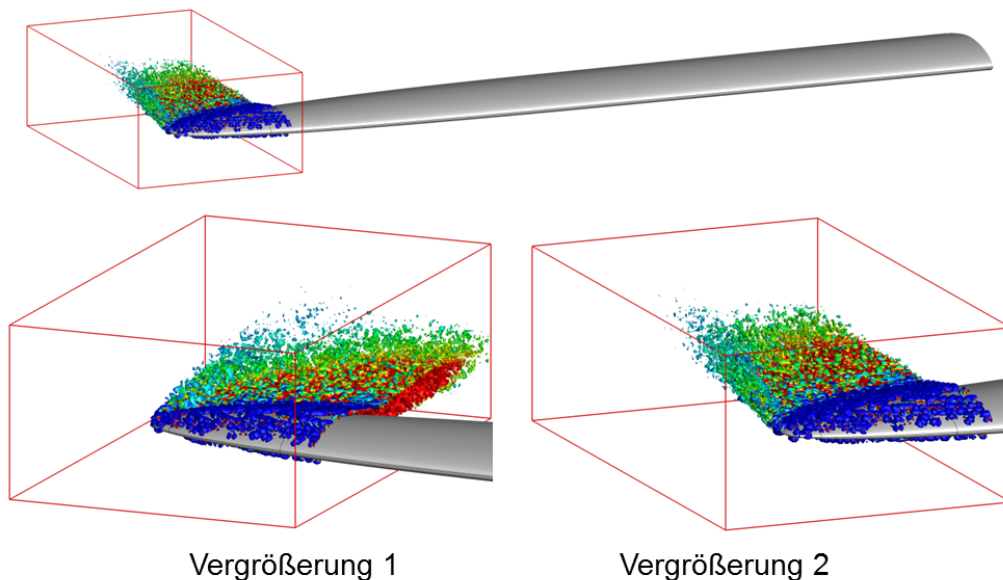


Abbildung 3.14: Quellgebiet der FRPM-Simulation. Dargestellt sind Iso-Oberflächen der Wirbelstärke der Turbulenz (Ergebnis aus FRPM-Rekonstruktion), die gemäß der Stärke der lokalen kinetischen Energie der Turbulenz eingefärbt sind.

3.2.3 3D CFD für 1:1 Rotorblatt

Im Rahmen des Projekts BELARWEA wurde mit dem DLR Simulationscode FLOWer die Umströmung der NREL 5-MW-Anlage simuliert. Der FLOWer-Code löst die massengewichteten (Favre-) gemittelten dreidimensionalen zeitgenauen Navier-Stokes-Gleichungen, die üblicherweise als RANS-Gleichungen bezeichnet werden, mit zahlreichen Turbulenzmodellen. Für die

hier dargestellte Untersuchungen wurde jedoch nur das Zwei-Gleichung-Turbulenzmodell $k-\omega$ von Wilcox verwendet. FLOWer ist geeignet, die RANS-Gleichungen für einen großen Bereich von Mach-Zahlen zu lösen, und enthält eine umfangreiche Liste von Optionen und Lösungsalgorithmen für räumliche und zeitliche Diskretisierungen bei strukturierten Netzelementen. Für das Lösen der diskretisierten RANS-Gleichungen wird ein zweiter Ordnung Finite-Volume-Ansatz angewendet. Parallele Skalierbarkeit für Mehr-Kern-Prozessoren wird durch Domänenzerlegung und Nachrichtenaustausch (MPI) realisiert.

Grundgleichungen

Die dimensionslosen zeitabhängigen kompressiblen Navier-Stokes-Gleichungen (URANS) lauten:

$$\frac{\partial \vec{W}}{\partial t} + \frac{\partial \vec{F}}{\partial x} + \frac{\partial \vec{G}}{\partial y} + \frac{\partial \vec{H}}{\partial z} = 0. \quad (3.1)$$

Hierin bezeichnet $\vec{W} = [\rho, \rho \vec{U}, \rho e]$ den Vektor der konservativen Variablen für jeden Netzknoten, ρ die Dichte, $\vec{U} = [u, v, w]^T$ den Geschwindigkeitsvektor und e die spezifische Gesamtenergie.

\vec{F} , \vec{G} , \vec{H} enthalten die Summen der diskretisierte konvektiven und viskosen Flüsse.

$$\vec{F} = \begin{bmatrix} \rho u \\ \rho u^2 + p - \tau_{11} \\ \rho uv - \tau_{12} \\ \rho uw - \tau_{13} \\ \rho ue + up - \\ u\tau_{11} - v\tau_{12} - w\tau_{13} \end{bmatrix}, \vec{G} = \begin{bmatrix} \rho v \\ \rho uv - \tau_{21} \\ \rho v^2 + p - \tau_{22} \\ \rho vw - \tau_{23} \\ \rho ve + vp - \\ u\tau_{21} - v\tau_{22} - w\tau_{23} \end{bmatrix}, \vec{H} = \begin{bmatrix} \rho w \\ \rho uw - \tau_{31} \\ \rho vw - \tau_{32} \\ \rho w^2 + p - \tau_{33} \\ \rho we + wp - \\ u\tau_{31} - v\tau_{32} - w\tau_{33} \end{bmatrix} \quad (3.2)$$

τ_{ij} ist der symmetrische Spannungstensor ($\tau_{ij} = \tau_{ji}$) und lautet wie folgt:

$$\tau_{ij} = (\mu + \mu_t) * \left(\frac{\partial u_i}{\partial x_j} + \frac{\partial u_j}{\partial x_i} - \frac{2}{3} \frac{\partial u_k}{\partial x_k} \right), \quad (3.3)$$

wobei μ die laminare Viskosität ist, die wiederum von der Temperatur abhängt. Laut Sutherland-Gesetz gilt:

$$\mu = \frac{\gamma^{0.5} M_\infty}{Re_\infty} \frac{T}{T_\infty}^{1.5} \frac{T_\infty + 110K}{T + 110K}, \quad (3.4)$$

$$K = \frac{\gamma}{\gamma/1} \frac{\mu}{P_r}, \quad (3.5)$$

worin P_r die Prandtlzahl ist.

Die Wirbelviskosität μ_t wird laut Wilcox [77] anhand der kinetischen Energie der Turbulenz k und der spezifischen Dissipationsrate der Turbulenz ω wie folgt berechnet:

$$\mu_t = \rho C_\mu \frac{k}{\omega}. \quad (3.6)$$

Diskretisierung

Die Gleichungen sind in FLOWer laut Jameson [39] diskretisiert, und mit einem fünfstufigen Runge-Kutta-Verfahren in Pseudo-Zeit integriert, bis ein stationäres Strömungsfeld gefunden ist. Für zeitgenaue Strömungs-Simulation wird ein sogenanntes Duale-Zeitschritt-Schema in FLOWer verwendet [28].

Unter Verwendung eines geometrischen Multigrid-Algorithmus kann der Konvergenz beschleunigt werden.

Geometrie und numerisches Gitter

Die NREL 5-MW-Anlage ist gemäß Abschnitt 2.4 eine 3-Blatt Anlage mit einem Durchmesser von 126 m, 5 MW Nennleistung und variabler Drehzahl [41]. Da in Phase 1 die Interaktion zwischen den Blättern und Mast/Gondel nicht von Interesse war, wurden diese Komponenten nicht berücksichtigt, und dadurch die Strömungsphänomene auf ein stationäres periodisches Problem reduziert. Dies kann durch die Betrachtung eines einzigen Blattes simuliert werden. Das Netz besteht aus 9.8 Mio. Punkten und 43 Blöcken, vgl. Abbildung 3.15.

3.2.4 Testmatrix

Tabelle 3.1 dokumentiert die simulierten 1:1-Testfälle. Für die statischen Windkanaltests war das drehende Blatt durch einen entsprechend angepassten Flügel zu ersetzen. Dafür wurde die Verwindung des Blattes adaptiert und unter verschiedenen Anströmbedingungen mittels CFD überprüft, wie in Tabelle 3.2 zusammengefasst ist.

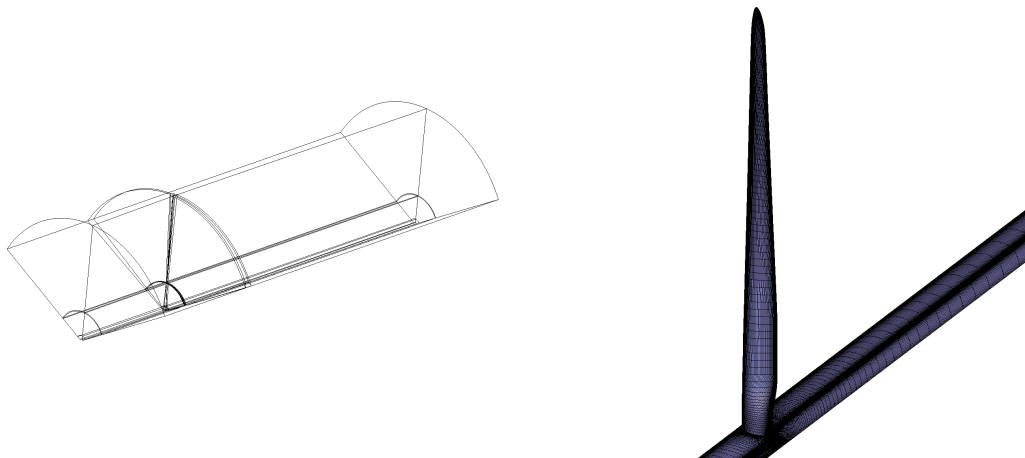


Abbildung 3.15: Numerisches Gebiet (links) und Oberflächennetz (rechts) für 1:1 Strömungssimulationen.

Tabelle 3.1: Testmatrix für 1:1-Testfälle.

Name	U [1/min]	Blattanstellwinkel [°]	Transition	M	M_{tip}	Re/m [1/m]
1	12.1	0	-	0,0328	0,227	4800000
2	12.1	0	Mitchell	0,0328	0,227	4800000

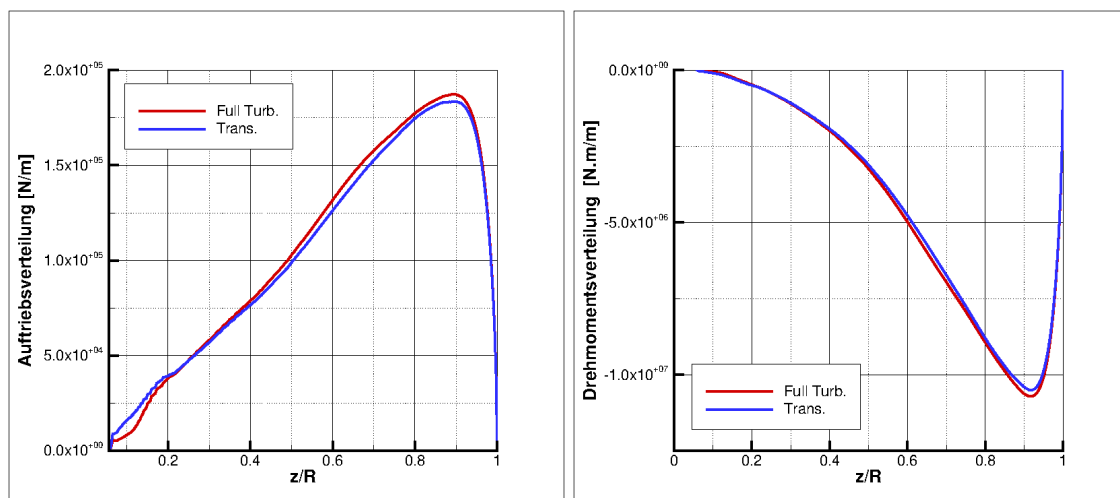


Abbildung 3.16: Berechnete Auftriebs- (links) und Drehmomentverteilung (rechts) auf dem NREL-5-MW-Blatt (1:1).

Abbildung 3.16 stellt die berechnete Auftriebs- und Drehmomentverteilung dar. Der Auftrieb ist mehr oder weniger linear, und erreicht den maximalen Wert bei z/R c.a. 90%. Die Effekte der Transition sind deutlich zu erkennen.

Tabelle 3.2: Testfälle mit angepasster Verwindung.

Name	Profil	Blattanstellwinkel [°]	Transition	M	Re/m [1/m]
1	NACA 64-618	0	-	0,115	15000000
2	NACA 64-618	0	Mitchell	0,115	15000000
3	NACA 64-618	0	-	0,23	5714000
4	NACA 64-618	0	Mitchell	0,23	5714000
5	RoH-W-18%c37	0	-	0,23	5714000
6	RoH-W-18%c37	0	Mitchell	0,23	5714000

Erwartungsgemäß führte die Anpassung zu einer annähernd konstanten Verwindung, was den Entwurf und die Herstellung der Windkanalmodelle sowie die Messungen erheblich vereinfacht. Entsprechend abgeleitete Konfigurationen ohne Verwindung wurden als Basis aller folgenden Untersuchungen in BELARWEA gewählt. Diese wurden teilweise mit TAU nachgerechnet, vgl. Tabelle 3.3.

Tabelle 3.3: Testfälle ohne Verwindung.

Name	Profil	Blattanstellwinkel α [°]	Transition	M	Re/m [1/m]
1	NACA 64-618	5	-	0,23	5714000
2	NACA 64-618	6	-	0,23	5714000
3	NACA 64-618	7	-	0,23	5714000
4	RoH-W-18%c37	-15	-	0,23	5714000
5	RoH-W-18%c37	-13	-	0,23	5714000
6	RoH-W-18%c37	-11	-	0,23	5714000
7	RoH-W-18%c37	-9	-	0,23	5714000
8	RoH-W-18%c37	-7	-	0,23	5714000
9	RoH-W-18%c37	-3	-	0,23	5714000
10	RoH-W-18%c37	-1	-	0,23	5714000
11	RoH-W-18%c37	1	-	0,23	5714000
12	RoH-W-18%c37	3	-	0,23	5714000
13	RoH-W-18%c37	5	-	0,23	5714000
14	RoH-W-18%c37	7	-	0,23	5714000
15	RoH-W-18%c37	9	-	0,23	5714000
16	RoH-W-18%c37	11	-	0,23	5714000
17	RoH-W-18%c37	13	-	0,23	5714000
18	RoH-W-18%c37	15	-	0,23	5714000

Die resultierende Lastverteilung für das RoH-W-18%c37-Profil kann Abbildung 3.17 entnommen werden. Qualitativ bleibt die Form der Verteilung konstant für den gesamten Bereich des

Anstellwinkels α . Erst bei $\alpha = -3^\circ$ entstehen negative Auftriebskräfte. Ein Zusammenbruch des Auftriebs wurde bis $\alpha = 15^\circ$ nicht gefunden.

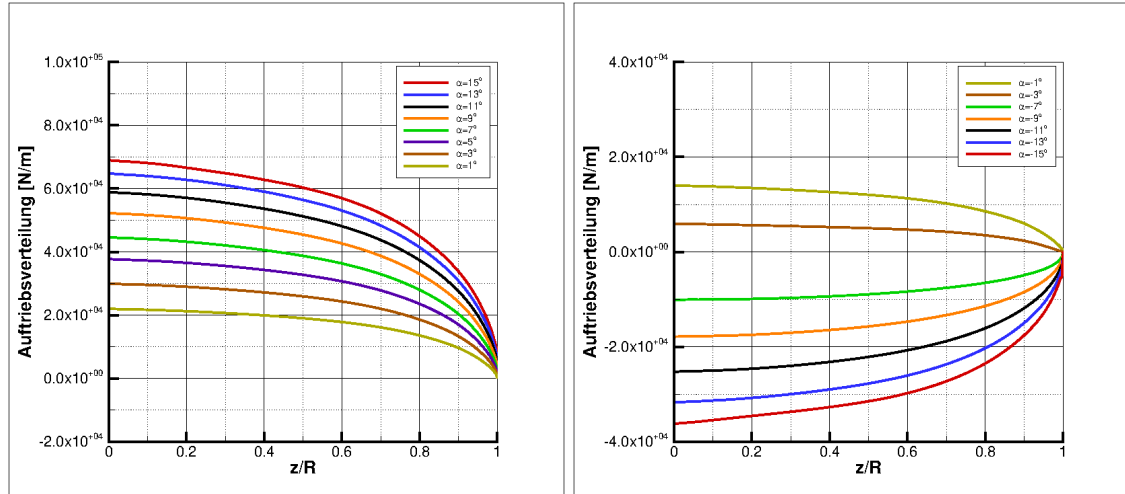


Abbildung 3.17: Berechnete Auftriebsverteilung auf dem Windkanalmodell; links: positive Anstellwinkel; rechts: negative Anstellwinkel.

3.3 Transitionsanalyseverfahren NOLOT for rotierende Systeme

Das Stabilitätsanalyseverfahren NOLOT (NONLocal Transition Analysis) [26] ist ein Verfahren zur Vorhersage und Analyse der Entwicklung von Störungen in laminaren Grenzschichten, die zum turbulenten Umschlag der Strömung führen können. Das Verfahren basiert auf den parabolisierten Stabilitätsgleichungen (PSE) für kompressible Strömungen formuliert in krummlinig-orthogonalen Koordinaten. NOLOT ist ein etabliertes Verfahren zur Betrachtung transitioneller Strömungen in zwei- und dreidimensionalen Grenzschichten, allerdings ohne dass bisher ein möglicher Einfluss der Rotation auf die Instabilitätseigenschaften der Grenzschicht berücksichtigt werden konnte. Um das physikalische Verhalten der Grenzschichttransition am rotierenden Rotorblatt korrekt abbilden zu können, wurde das Verfahren weiterentwickelt (nur teilweise im Projekt BELARWEA erfolgt) und im Projekt zur Untersuchung des Rotationseinflusses auf laminare Grenzschichten angewendet.

Die Erweiterung von NOLOT zur Berücksichtigung eines rotierenden Bezugssystems mit dem Rotationsvektor Ω erfolgte durch die Implementierung von Korrekturtermen für die Coriolis-Kräfte $2\rho\Omega \times U$ und die zentrifugalen Kräfte $\rho\Omega \times (\Omega \times x)$ in die Stabilitätsgleichungen [8]. Zur Dimensionslosmachung wurden geeignete Referenzgrößen definiert. Die Referenzlänge wurde mit der Blasius-Länge $l_0^* = \sqrt{\nu_0^* x^* / U_0^*}$ gewählt, bei der x^* die Koordinate in Haupt-

strömungsrichtung und U_0^* die Referenzgeschwindigkeit darstellt. Das Subscript $_0$ kennzeichnet hierbei die Größen am Grenzschichttrand und das Superscript $*$ eine dimensionsbehaftete Größe. Referenzdruck und -temperatur ergeben sich zu $\rho_0^* U_0^{*2}$ und T_0^* . Diese Referenzgrößen führen zur Definition der lokalen Reynolds-Zahl $Re = U_0^* l_0^* / \nu_0^*$ und der Rossby-Zahl $Ro = U_0^* / (2\Omega_0^* l_0^*)$. Die Rossby-Zahl beschreibt dabei das Verhältnis zwischen den Inertial- und Coriolis-Kräften. Darauf aufbauend wurden entsprechende dimensionslose Koordinaten definiert:

$$x = \frac{x^*}{l_0^*}, \quad y = \frac{y^*}{l_0^*}, \quad z = \frac{z^*}{l_0^*}. \quad (3.7)$$

Die Gleichungen

$$u_t(x, y, z, t) = U(x, z) + u(x, y, z, t), \quad (3.8)$$

$$v_t(x, y, z, t) = V(x, z) + v(x, y, z, t),$$

$$w_t(x, y, z, t) = W(x, z) + w(x, y, z, t),$$

$$T_t(x, y, z, t) = \bar{T}(x, z) + T(x, y, z, t),$$

$$\rho_t(x, y, z, t) = \bar{\rho}(x, z) + \rho(x, y, z, t)$$

beschreiben die dimensionslosen totalen Geschwindigkeitskomponenten in stromabwärtiger, spannweitischer und wandnormaler Richtung bzw. die statische Temperatur und die Dichte. Die Größen U, V, W, \bar{T} und $\bar{\rho}$ sind die dimensionslosen Geschwindigkeitskomponenten, Temperatur und Dichte der stationären Grundströmung. Die Größen u, v, w, T, ρ charakterisieren die instationäre Störströmung.

Um die linearisierten Stabilitätsgleichungen zu erhalten, wurde die Zerlegung aus Gl. (3.8) in die Navier-Stokes-Gleichungen für kompressible Strömungen überführt, formuliert in einem krummlinig-orthogonalen Koordinatensystem und inklusive der Coriolis- und Zentrifugalkräfte. Die Gleichungen für die Grundströmung werden abgezogen und Produkte von Störgrößen vernachlässigt. Der PSE-Ansatz wird im Folgenden in Gl. (3.9) für die Störgrößen $q(x, y, z, t) = (u, v, T, w, \rho)$ angegeben, bei der die Variablen durch eine stationäre Amplitudenfunktion $\hat{q}(x, z) = (\hat{u}, \hat{v}, \hat{T}, \hat{w}, \hat{\rho})$ und eine instationäre Wellenfunktion beschrieben werden:

$$q(x, y, z, t) = \hat{q}(x, z) \exp \left(i \left(\int \alpha dx + \beta y - \omega t \right) \right) \quad (3.9)$$

Hier ist $\omega = 2\pi f$ die reellwertige Kreisfrequenz und $\alpha = \alpha_r + i\alpha_i$ eine komplexe Wellenzahl. Die Komponente des Wellenvektors k in Hauptströmungsrichtung entspricht dem Realteil von α ($= \alpha_r$) und die Komponente in spannweitischer Richtung dem reellwertigen $\beta = \beta_r$. Die Wellenzahlen α und β sind beide mit l_0^* dimensionslos gemacht. Der Wellenwinkel zwischen dem Wellenvektor k und der stromabwärtigen x -Richtung entspricht $\varepsilon = \tan^{-1}(\beta/\alpha_r)$. Entsprechend der physikalischen Realität hängt die Anfachungsrate σ einer Störung in einer

PSE-Rechnung von der betrachteten Störkomponente und der wandnormalen Position ab:

$$\sigma = -\alpha_i + \operatorname{Re} \left(\frac{1}{\hat{q}} \frac{\partial \hat{q}}{\partial x} \right) \quad (3.10)$$

Der Übersichtlichkeit geschuldet werden hier und bei der Diskussion der Wellenzahl die vereinfachten Definitionen für kartesische Koordinaten angegeben. Der sog. N-Faktor stellt ein Maß für die integrale Anfachung einer Störung dar:

$$N = \int_{x_n}^x \sigma \, dx \quad (3.11)$$

wobei x_n die Stromabposition bezeichnet ab der die Störung erstmalig angefacht wird. Im Falle einer Rechnung nach lokaler Theorie vereinfacht sich die Definition der Anfachungsrate zu $\sigma = -\alpha_i$.

Mit den zuvor getroffenen Annahmen entwickeln sich die nicht-lokalen nicht-parallelen Stabilitätsgleichungen zu:

$$A\hat{q} + B \frac{1}{h_3} \frac{\partial \hat{q}}{\partial z} + C \frac{1}{h_3^2} \frac{\partial^2 \hat{q}}{\partial z^2} + D \frac{1}{h_1} \frac{\partial \hat{q}}{\partial x} = 0 \quad (3.12)$$

bei denen die Koeffizienten A , B , C und D jeweils 5×5 Matrizen darstellen. Die Größen h_1 und h_3 sind metrische Faktoren, die die Krümmungseffekte in Hauptströmungsrichtung bzw. in wandnormaler Richtungen repräsentieren. Für die lokalen oder nicht-lokalen bzw. parallelen oder nicht-parallelen Rechnungen werden vier Gleichungssysteme implementiert. Lokal oder nicht-lokal bezieht sich darauf ob die Ableitungen in Hauptströmungsrichtung in den Stabilitätsgleichungen berücksichtigt werden oder nicht. Parallel oder nicht-parallel beschreibt ob die Terme in Bezug auf eine nicht-parallele Grundströmung berücksichtigt oder vernachlässigt werden.

Gleichung (3.12) wird zu einem System aus acht Differentialgleichungen 1. Ordnung in folgender Form weiterentwickelt:

$$\mathbb{A} \hat{\psi} + \mathbb{B} \frac{\partial \hat{\psi}}{\partial z} + \mathbb{D} \frac{\partial \hat{\psi}}{\partial x} = 0 \quad (3.13)$$

mit $\hat{\psi} = (\hat{u}, \hat{v}, \hat{T}, \hat{w}, \hat{p}, \hat{u}', \hat{v}', \hat{T}')$ (' kennzeichnet die erste Ableitung in wandnormaler z-

Richtung). Die 8×8 Matrizen \mathbb{A} , \mathbb{B} und \mathbb{D} werden gegeben durch

$$\begin{aligned}\mathbb{A} &= \begin{pmatrix} A & 0 \\ 0 & -I \end{pmatrix}, & \mathbb{B} &= \frac{1}{h_3} \begin{pmatrix} B & \frac{1}{h_3} \mathbb{C} \\ \mathbb{I} & 0 \end{pmatrix}, \\ \mathbb{D} &= \frac{1}{h_1} \begin{pmatrix} D & 0 \\ 0 & 0 \end{pmatrix}\end{aligned}\quad (3.14)$$

mit der 3×3 Einheitsmatrix I . Die 5×3 Matrix \mathbb{C} enthält die ersten drei Spalten von C , wohingegen die 3×5 Matrix \mathbb{I} als ihre linke Submatrix I enthält. Die acht dazugehörigen Randbedingungen geben eine Null-Amplitude für $(\hat{u}, \hat{v}, \hat{w}, \hat{T})$ an der Wand und am oberen Rand z_e des diskretisierten wandnormalen Bereichs vor. Alternativ kann am oberen Rand auch eine asymptotisch abklingende Störungsrandbedingung vorgegeben werden, die aus einer Lösung der Stabilitätsgleichungen für die reibungsfreie Außenströmung bestimmt wird. Das Gleichungssystem wird mittels eines Rückwärts-Finite-Differenzen-Schemas 1. oder 2. Ordnung für die ersten Ableitungen in x -Richtung und mittels eines zentralen kompakten Finite-Differenzen-Schemas 4. Ordnung für die ersten Ableitungen in wandnormaler z -Richtung diskretisiert.

Um im speziellen Fall der lokalen Stabilitätsrechnung ($\mathbb{D} = 0$) triviale Lösungen der nicht-homogenen Randbedingung auszuschließen, wird an der Wand $\hat{p} = 1$ gesetzt und ersetzt damit eine der homogenen Randbedingungen. Beginnend von einem Schätzwert erfolgt eine Iteration der komplexen Wellenzahl α bis die verbleibende homogene Randbedingung ebenfalls erfüllt ist. Diese Iteration wird unter Einsatz des Newton-Raphson-Verfahrens oder eines Sekantenverfahrens 2. Ordnung durchgeführt.

4 Experimentelle Methoden/Setups

4.1 Übersicht der experimentellen Arbeiten

Das umfangreiche Testprogramm in BELARWEA - Phase 1 umfasste die folgenden Messkampagnen:

- Aeroakustikmessung im AWB (2D Blattsegmente) zur Vorabvalidierung und Auswahl von Lärminderungsmaßnahmen für die nachfolgende Verifizierung im NWB, vgl. Abschnitt 4.2.1 und Abbildung 4.1 (links);
- Detaillierte Strömungsfeldvermessung mittels Lagrangian Particle-Tracking im AWB (2D Blattsegmente), vgl. Abschnitt 4.2.2 und Abbildung 4.1 (rechts);
- Aerodynamikmessung in der geschlossenen Messstrecke des NWB (3D Blattspitzenmodelle), vgl. Abschnitt 4.3.2 und Abbildung 5.38;
- Akustikmessung in 3/4-offener Messstrecke des NWB (3D Blattspitzenmodelle), vgl. Abschnitt 4.3.3 und Abbildung 4.8.

4.2 2D Tragflügel im AWB

4.2.1 Aeroakustikmessungen

Für die akustische Datenaufnahme im AWB wurde eine Richtmikrofonanordnung (elliptischer Hohlspiegel von 1.4 m Durchmesser unterhalb des Profils) zur Messung von Hinterkantengeräusch eingesetzt, siehe Abbildung 4.1 (links). Ein Mikrofonarray oberhalb des Profils wurde verwendet, um die Entstehung von Störschall infolge der seitlichen Modelleinspannungen zu quantifizieren (definiert die Gültigkeitsgrenzen der Hohlspiegelmessung). Darüber hinaus liefert das Array bei entsprechendem Postprocessing redundante Information für Hinterkantengeräusch im Frequenzbereich zwischen ca. 1–5 kHz. Die verwendeten 2D Tragflügelmodelle mit austauschbarer Hinterkantenregion sind in Abbildung 4.2 illustriert.

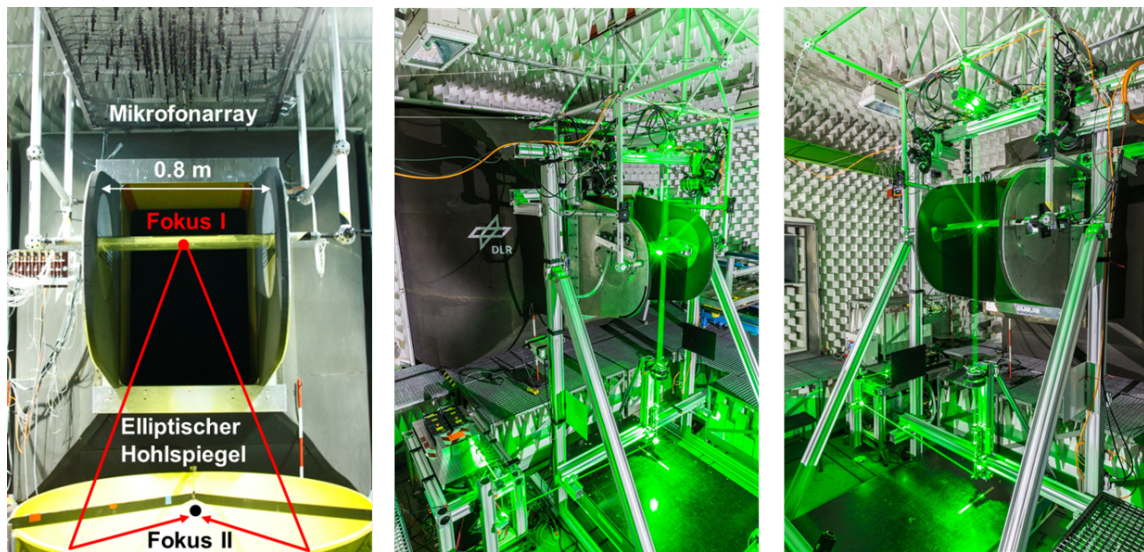
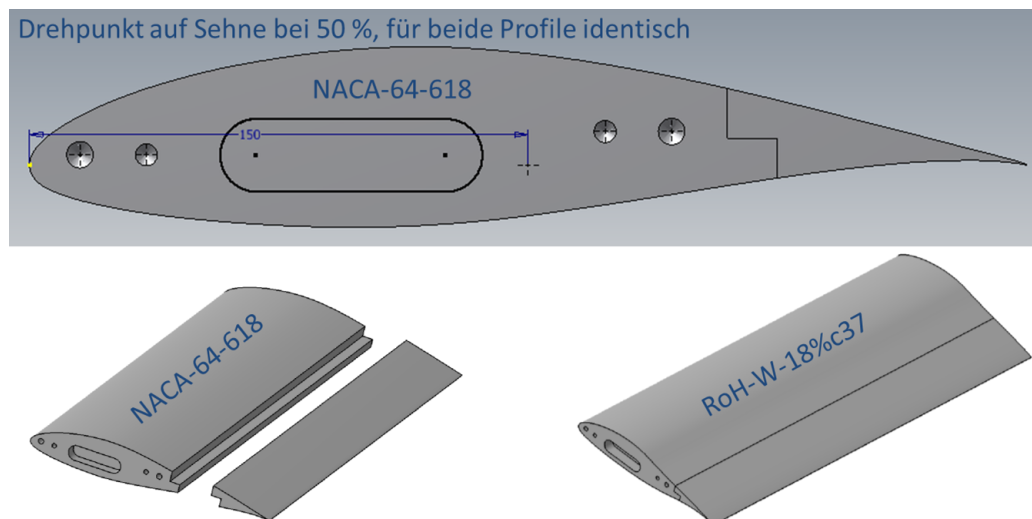


Abbildung 4.1: Aeroakustische Messungen (links) und Strömungsfeldvermessung (Mitte, rechts) im AWB.

Zur aerodynamischen Charakterisierung wurden statische Druckverteilungen gemessen. Vor der systematischen akustischen Vermessung wurden geeignete Positionen für erzwungene Transition durch Tripstreifen ermittelt, wie in Abschnitt 5.4 näher erläutert.

Eine vollständige Dokumentation des Testaufbaus findet sich in [95]. Die standardmäßig bei Hinterkantengeräuschmessungen im AWB durchgeführten Datenkorrekturen sind in [30] im Detail ausgeführt.



Hinterkante bei 75% Sehnenlänge getrennt, Trennstellen für beide Profile identisch

Abbildung 4.2: 2D Profilmodelle zur Vermessung im AWB (1. Validierungsschritt).

4.2.2 Lagrangian Particle-Tracking mittels Multi-Pulse Shake-The-Box

Einleitung in die Shake-The-Box (STB) Messtechnik

Lagrangian Particle Tracking (LPT) mittels Shake-The-Box (STB) wurde in den vergangenen fünf Jahren in der Abteilung AS-EXV des DLR in Göttingen entwickelt und ermöglicht die gleichzeitige und genaue dreidimensionale Vermessung von Position, Geschwindigkeit und Beschleunigung von sehr vielen einzelnen Partikeln in der Strömung. Der STB Algorithmus rekonstruiert die dreidimensionalen Trajektorien von schlupffrei folgenden und (zumeist) mit Laserpulsen beleuchteten Partikeln (sog. Tracer) in der Strömung auf Basis von zeitaufgelösten Abbildungen, die typischerweise von drei bis sechs volumen-kalibrierten Kameras aus unterschiedlichen Sichtwinkeln aufgenommen werden. Die STB-Methode basiert in einer Initialisierungsphase der ersten vier Zeitschritte auf der sog. iterativen Partikelrekonstruktion (IPR[76]). Nach der Erzeugung von einigen 3D Partikeltrajektorien folgt die weitere Rekonstruktion der jeweiligen Vorhersage des Partikelortes für das zeitlich nachfolgende System von Partikelbildern. Die vorhergesagte 3D Position entlang des jeweiligen Partikeltracks wird dann mittels der kalibrierten lokalen optischen Transferfunktion (OTF [63]) und eines hochgenauen Bildanpassungsschemas korrigiert (sog. „Shake“-Schritt).

Die Shake-The-Box-Technik (STB [64]) erweitert dabei die Möglichkeiten von 3D Partikelverfolgungsverfahren (z. B. 3D PTV, [48]) auf bedeutend höhere Genauigkeiten und Partikelbildichten, wobei letztere sogar 0.1 ppp (Partikel pro Pixel) übersteigen können. Das untersuchte Strömungsfeld kann nun anhand von üblicherweise $\sim 50\,000$ bis $100\,000$ einzelnen Partikeltracks mit einer bisher unerreichten räumlichen (und zeitlichen) Dichte abgetastet werden, wobei die erzeugten Tracks nahezu frei von Geisterteilchen sind, siehe u. a. [44]. Die unregelmäßig verteilten Informationen, die wir durch die rekonstruierten volumetrischen Partikelbahnen erhalten, können mittels kubischer B-Splines und physikalischer Regularisierung, d.h. unter Anwendung der (inkompressiblen) Navier-Stokes- Gleichungen, mit hoher räumlicher Auflösung auf ein regelmäßiges Gitter interpoliert werden (FlowFit [23]). Dabei werden zudem gleichzeitig die momentanen 3D Druckfelder [74], [73] aus dem gleichen nicht-linearen Optimierungsproblem der Anpassung an die NS-Gleichungen mittels FlowFit berechnet, wobei die kontinuierliche Repräsentation des Strömungsfeldes aufgrund der verwendeten B-Splines zudem noch die direkte analytische Berechnung des vollständigen lokalen Geschwindigkeitsgradiententensors erlaubt. Die zeitaufgelöste STB Methode beruht auf der Verfügbarkeit einer zeitaufgelösten Sequenz von Partikelbildern, um eine große Anzahl von Partikelbahnen im Volumen exakt rekonstruieren zu können.

Aufgrund der derzeitigen Einschränkungen in Bezug auf die technisch möglichen Beleuchtungs- und Aufnahmefrequenzen von PIV/LPT- Hochgeschwindigkeitssystemen stehen bei höheren Strömungsgeschwindigkeiten, die typischerweise für die Forschung in der Aerodynamik und bei industriellen Anwendungen relevant sind (normalerweise mehr als 50 m/s), keine zeitaufgelösten Partikelbildsequenzen mehr zur Verfügung. In dieser Situation können

Mehrfachpulssysteme eingesetzt werden, die doppelte Beleuchtungs- und Bildgebungssysteme verwenden und in einer gestaffelten Weise synchronisiert werden, um kurze Sequenzen von (typischerweise vier) zeitaufgelösten Partikelbilddarstellungen zu erzeugen. Die sog. Multi-Pulse Shake-The-Box-(MP-STB) Technik wurde kürzlich von Novara et al. [54] eingeführt. Für die Aufzeichnung dieser MP-STB-Sequenzen für Lagrangian Partikel Tracking (LPT) Messungen von Hochgeschwindigkeitsströmungen können verschiedene Strategien angewendet werden: Um einzeln belichtete Partikelbilder zu erhalten, können zwei Pulstrennungstechniken implementiert werden. Die erste Technik beruht auf der Verwendung von senkrecht zueinander polarisiertem Licht, bei dem zwei Doppelpulslaser in zwei orthogonalen Polarisationsrichtungen emittieren und die Kameraobjektive mit jeweils 90° rotierten Polarisationsfiltern pro System ausgestattet sind, um das Streulicht der Partikel bei den jeweiligen Zeitpunkten zweimal pro Polarisationsrichtung auf die zwei unterschiedlichen Kameraaufnahmesysteme mit Doppelbildtechnik aufzutrennen (nach Schröder et al. [68]). Die zweite Technik (zeitbasierte Methode) verwendet Frame-optimierte Kameras (FOX [58]), die zwei Bilder mit kurzer Belichtungszeit aufnehmen können, wobei die Sensorauflösung in einer Richtung halbiert werden muss. Beide Techniken erfordern die Verwendung von zwei Bildgebungssystemen, von denen jedes typischerweise aus drei oder vier Kameras bestehen, die je zwei der vier Pulse der Mehrfachpulsfolge erfassen.

Multi-Pulse-STB Sequenzen bestehen typischerweise aus vier Partikelbildern, die in schneller Folge aufgenommen werden, um eine relativ kleine Partikelverschiebung (von etwa 15 bis 20 Pixel) zwischen aufeinanderfolgenden Belichtungen zu gewährleisten. Zwei Doppelpulslaser werden verwendet, um vier Pulse zu erzeugen, wobei der zeitliche Abstand zwischen den Pulsen (bis zu unter einer Mikrosekunde) frei gewählt bzw. auf die zu untersuchende Strömung angepasst werden kann. Aufgrund von Einschränkungen hinsichtlich der Verfügbarkeit von Kameras und/oder des optischen Zugriffs auf die Strömung (der in vielen industriellen Anlagen besonders eingeschränkt ist), ist die Verwendung einer großen Anzahl von Kameras möglicherweise nicht immer möglich. Um diese Einschränkung abzumildern und den experimentellen Aufbau von STB-Untersuchungen mit mehreren Laserpulsen zu vereinfachen, konzentriert sich die vorliegende Studie auf eine alternative MP-STB Aufnahmestrategie, die auf mehrfach belichteten Partikelbildern basiert. Für die aktuelle Untersuchung wurde eine Aufzeichnungsstrategie implementiert, die auf der Verwendung von doppelt belichteten Aufnahmen basiert. Dabei werden die ersten beiden Laserpulse im ersten Frame und die letzten beiden im zweiten Frame eines Systems von Kameras aufgezeichnet, siehe Abbildung 4.3.

Der Mangel an Zeitinformationen bei der MP-STB wird durch die Anwendung einer iterativen Strategie für den Rekonstruktions- und Trackingprozess ausgeglichen. Nach jeder Iteration werden erfolgreich identifizierte Vier-Puls-Tracks von den Originalaufnahmen subtrahiert, wodurch die jeweilige Partikelbilddichte reduziert wird, die für die folgende Rekonstruktion und weitere Tracking-Iteration verwendet werden. Infolgedessen wird die Komplexität des Rekonstruktions- und Trackingproblems fortschreitend verringert und die Anzahl der rekonstruierten Tracks soweit erhöht, dass nahezu alle möglichen Tracks gefunden werden, siehe Abbildung 4.4.

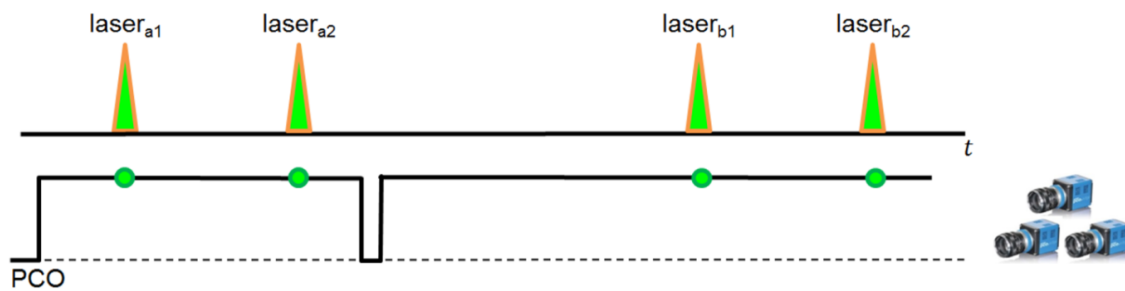


Abbildung 4.3: Zeitdiagramm der Vier-Puls-STB-Aufnahmestrategie mit einem doppelbildfähigen Kamerasystem mit Mehrfachbelichtung der beiden Bilder.

Partikel, die über die gesamte Sequenz verfolgt werden können, haben eine höhere Wahrscheinlichkeit, tatsächliche Partikeltracer zu sein, und keine störenden Intensitätspeaks, die sich aus der unterbestimmten Natur des Rekonstruktionsprozesses ergeben (sog. Geisterpartikel). Daher werden nach dem Trackingschritt nur die Teilchen, die über alle vier Pulse verfolgt werden können, zurückgehalten und auf die Kamerabildebene zurückprojiziert. Durch das Subtrahieren dieser projizierten Bilder von den Originalaufnahmen ergeben sich die Residuumbilder, die in den Rekonstruktions- und Trackingalgorithmus für die jeweils folgende MP-STB-Iteration wieder eingegeben werden. Die geringere Partikelbilddichte der Residuumbilder stellt ein einfacheres Problem für die Rekonstruktions- und Trackingschritte dar, wodurch bei jeweils späteren Iterationen immer wieder neue Teilchenbahnen identifiziert werden können. Typischerweise werden 3 bis 5 Iterationen zur Analyse experimenteller Daten verwendet. Nutzt man überdies die statistischen Eigenschaften der Strömung aus vorläufigen Auswertungen können letzte Ausreißer des Trackingsystems mit hoher Verlässlichkeit gefunden werden.

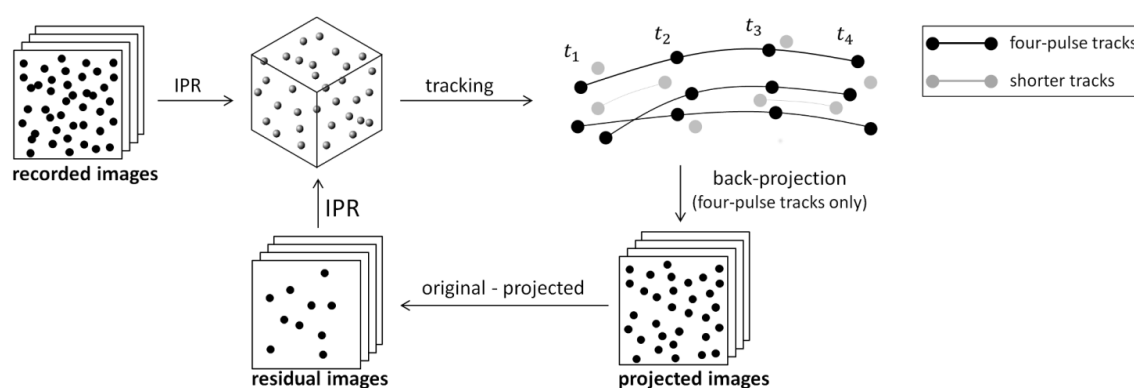


Abbildung 4.4: Iterative Verarbeitungsstrategie für Multi-Pulse-STB. Die IPR-Rekonstruktion von original aufgezeichneten bzw. Residuums- Partikelbildern, der Trackingschritt und die Auswertung von rückprojizierten und Residuums-Partikelbildern bilden eine einzige STB-Iteration.

Setup des MP-STB Messsystems für Strömungsfeldmessungen

Der im Projekt verwendete MP-STB Versuchsaufbau ist in Abbildung 4.5 fotografisch dargestellt. Ein Volumen von ungefähr $50 \times 90 \times 14 \text{ mm}^3$ in Strömungs- (x), vertikaler (y) und Spannweitenrichtung (z) wird mit vier sukzessiven Laserpulsen beleuchtet, und die im Volumen beleuchteten Tracerpartikel werden von vier PCO-Edge-Kameras (je 5.6 Mpx Auflösung) aus unterschiedlichen Ansichten in nahezu symmetrischer Vorwärtsstreuungsrichtung abgebildet. Die Strömungsrichtung ist auf die X-Achse ausgerichtet, die vertikale Richtung auf die Y-Achse und die spannweite Richtung auf die Z-Achse, siehe Abbildung 4.5 unten rechts. Die digitale Auflösung beträgt ca. 44 px/mm oder $22.7 \mu\text{m}/\text{px}$.

Man beachte, dass der STB Algorithmus bei typischen experimentellen Daten eine Genauigkeit der rekonstruierten 3D Partikelposition von ca. 0.12 px erreicht, was hier einer Genauigkeit von $\sim 2.8 \mu\text{m}$ entspräche. Das Kamerasystem wurde zunächst mithilfe eines 3D Kalibrier-targets von LaVision mit zwei Ebenen je Seite im Messvolumen kalibriert, siehe Abbildung 4.5 oben rechts. Anschließend wurde das Kamerasystem mit Hilfe der Volumenselbstkalibrierung (VSC [75]) noch genauer ($\sim 0.1 \text{ px}$) kalibriert und die möglichen 3D Partikelpositionen zu allen vier Zeitpunkten (zwei pro Bild) mittels IPR innerhalb des Messvolumens initial rekonstruiert.

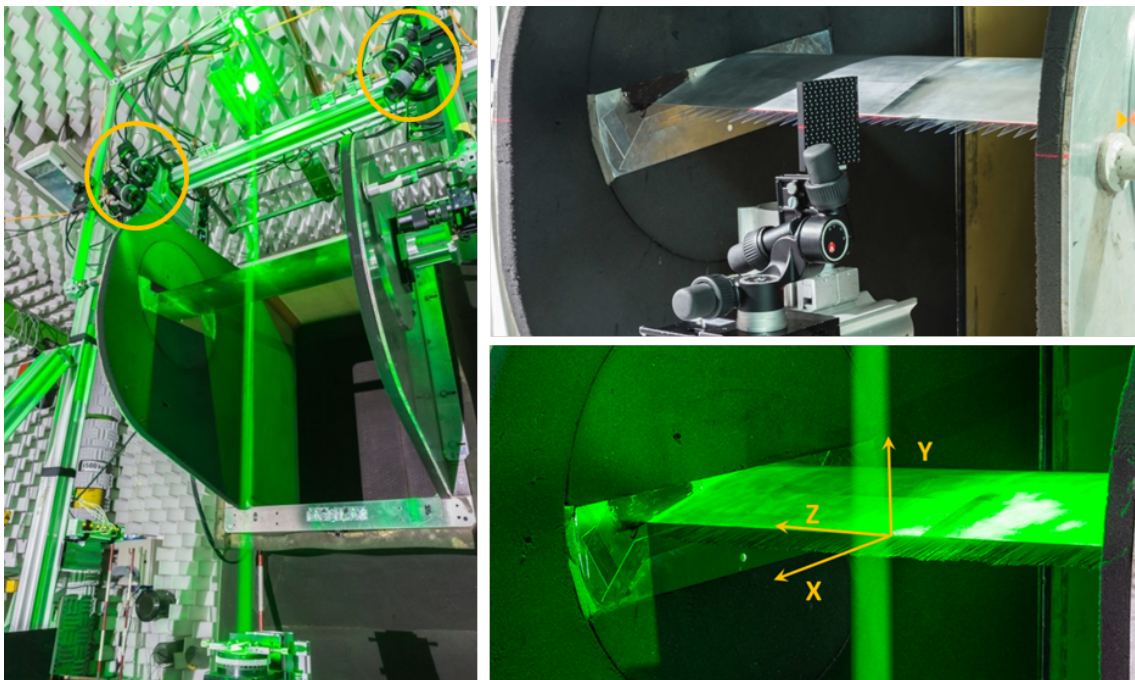


Abbildung 4.5: 3D MP-STB Vier-Puls-Beleuchtungs- und Aufnahmesystem (orange Ellipsen) im AWB. 3D Kalibrierplatte für Volumenkalibrierung (rechts oben) und Koordinatensystem der Messung an der Hinterkante des jeweiligen Flügelprofils (rechts unten).

Entlang der vier Laserpulse wurden dann mit Hilfe des iterativen MP-STB Algorithmus in der hier beschriebenen Untersuchung ca. 25 000 Partikeltracks pro „Zeitpunkt“ im Messvolumen rekonstruiert. Die vier Laserpulse wurden dabei zeitlich ungleichmäßig versetzt, um den dynamischen Bereich der Geschwindigkeitsmessung zu vergrößern: Die ersten und die letzten zwei Pulse sind um $6 \mu\text{s}$ voneinander getrennt, während zwischen dem zweiten und dem dritten Puls ein größerer Abstand von $18 \mu\text{s}$ gewählt wurde. Dadurch konnten Partikelbahnen von bis zu 80 Pixel Länge verlässlich rekonstruiert werden, wodurch eine hohe Genauigkeit der Geschwindigkeitsbestimmung aus der zeitlichen Ableitung der durch B-Splines dritter Ordnung zeitlich gefilterten Partikelbahnen mit einer optimalen Filterlänge und Wichtung [23] gewährleistet werden kann, siehe Abbildung 4.6.

Nach Skalierung der Pixelversätze durch den Abbildungsmaßstab aus der Kalibrierung in m und der Berechnung der zeitlichen Ableitungen der gefilterten Vier-Puls-Partikeltracks zu m/s und m/s^2 mittels der bekannten zeitlichen Versätze der Laserpulse können die Ergebnisse in Form von momentanen Partikeltracks mit Geschwindigkeits- und Beschleunigungsvektoren und die zugehörigen Strömungsstrukturen des Geschwindigkeitsfeldes durch FlowFit-Interpolationen der zufällig verstreuten Tracking-Ergebnisse auf einem regelmäßigen Gitter dargestellt werden. Zweidimensionale Strömungsstatistiken (Durchschnittsgeschwindigkeiten und turbulente Fluktuationen) werden dabei durch Ensemble-Mittelung der Tracking-Daten in kleinen Bins unter der Annahme der Homogenität der Strömung in die dritte Raumrichtung (hier Z-Achse) erzeugt, wobei die 3C Geschwindigkeitsvektoren in diesem Fall jeweils im zeitlichen Mittelpunkt der einzelnen Tracks durch die zeitliche Ableitung der B-Splines bestimmt wurden.

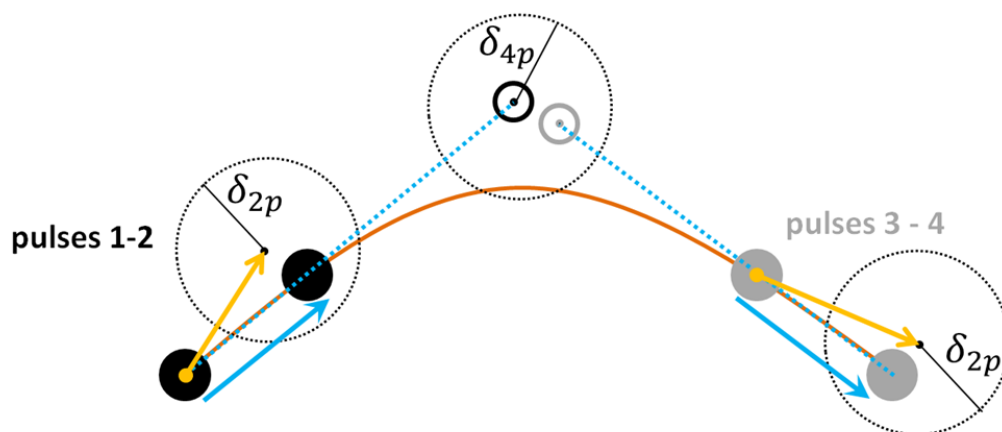


Abbildung 4.6: Prinzip des Vier-Puls-Partikeltrackings mittels iterativem MP-STB bei Doppelbelichtung der beiden Bilder. 1) Nutzung der Particle Space Correlation (PSC) nach Novara et al. [53] zur Ermittlung eines lokalen Prädiktorvektorfeldes (orange Vektoren). 2) Erzeugung von Zwei-Puls Partikeltracks mit kleinem Suchradius und 3) im Anschluss zeitliche Extrapolation der Zwei-Puls-Tracks zur Bestimmung des zeitlichen Mittelpunktes und 4) Verbindung zu Vier-Puls-Tracks mit größerem Suchradius .

Während der Windkanalmesskampagne im AWB im Januar 2018 wurden insgesamt 18 Messreihen mit 15 000 bis 60 000 momentanen 3D MP-STB Einzelmessungen der Strömungen an den Hinterkanten der beiden Flügelprofile NACA 64-618 und RoH-W-18%c37 bei drei geometrischen Anstellwinkeln $\alpha_g = 4.5^\circ$, 7.5° und 11.5° mit und ohne Lärminderungsmaßnahmen erfolgreich durchgeführt und insgesamt mehr als 50 TB an Partikelbilddaten während dieser zweiwöchigen Messkampagne erfasst.

Die aufwändige 3D MP-STB Auswertung erfolgte dann im Laufe des Jahres 2018, und die Ergebnisse dieser Lagrangian Particle Tracking (LPT) Messungen wurden zusammen mit den Bestimmungen der mittleren Geschwindigkeitsfelder und Reynoldsen Schubspannungen (siehe Abschnitt 5.4.2) im Herbst 2018 übergeben. Der Ursprung des Koordinatensystems (siehe Abbildung 4.5) wurde für die Fälle mit $\alpha_g = 4.5^\circ$ und 7.5° in der spannweiten Mitte der Flügelhinterkante bei $\alpha_g = 0^\circ$ definiert, während es für $\alpha_g = 11.5^\circ$ bei derselben Hinterkante bei $\alpha_g = 7.5^\circ$ definiert wurde.

4.3 3D Blattspitzenmodelle im DNW-NWB

4.3.1 Modellvarianten

Abgeleitet von den Betriebsbedingungen der NREL 5-MW-Referenzanlage wurden gemäß Abbildung 4.7 drei Designvarianten im Vergleich zur Referenzblattspitze mit NACA-64-618-Proflierung gefertigt. Der diesen drei Varianten zugrunde liegende Profildesign RoH-W-18%c37 ist im Vergleich zum Referenzprofil NACA 64-618 in Abbildung 5.3 wiedergegeben. Die Orientierung der Winglets in Bezug auf Modelldruck- und -saugseite sowie die akustische Messtechnik ergibt sich aus Abbildung 4.8.

Der Maßstab der Windkanalmodelle im Vergleich zum Referenzrotor beträgt 1:6 und deren radiale Erstreckung beschränkt sich entsprechend der oben gewählten Definition auf die äußeren 20 % r , vgl. Abschnitt 2.4. Daraus ergibt sich eine Modellspannweite von $b = 2.1$ m. Der Flügelgrundriss wurde über der Profiltiefenlänge so angepasst, dass die Reynoldszahländerung infolge der Rotation des Originalflügels und der damit einhergehenden Geschwindigkeitszunahme bei gleichzeitiger Profiltiefenabnahme im statischen Windkanalversuch nachgebildet wird.

Die resultierenden Profiltiefenlängen l_c sind für ausgewählte Schnitte in Tabelle 4.1 in Bezug auf die Blattelementdefinition des NREL 5-MW-Referenzblatts nach Jonkman [41] angegeben. Die Lage der 5 Druckmessschnitte ist ebenfalls der Tabelle zu entnehmen. DV5 entfällt für die Varianten mit Winglets. 4 Kulite-Sensoren befanden sich jeweils in unmittelbarer Nähe der Hinterkante auf Höhe der Druckschnitte DV1–4 auf der Saugseite der Modelle. Wie oben in Abschnitt 3.2.3 beschrieben, wurde die Rotorverwindung auf Null zurückgenommen.

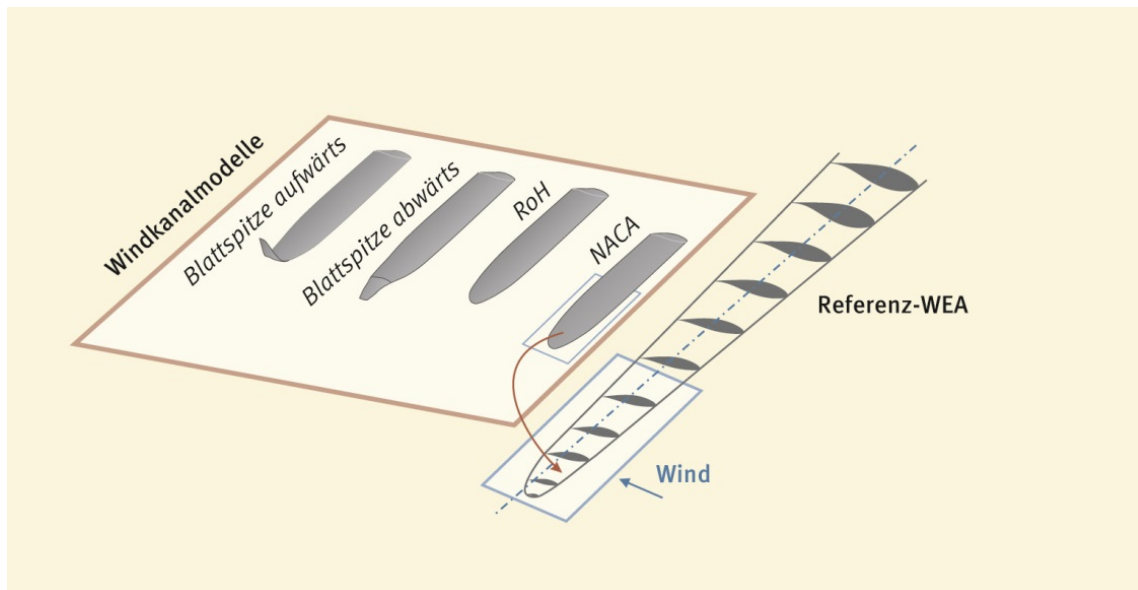


Abbildung 4.7: Übersicht der im DNW-NWB getesteten Blattspitzenentwürfe.

Zusätzlich zu den gezeigten vier Blattspitzengeometrien wurde eine Hinterkantenbürste zur Montage an den Modellen vorbereitet, vgl. Abschnitt 5.1.4.

Wie in den Simulationen und vorab schon im AWB sollten 'saubere' und 'verschmutzte' Bedingungen im Experiment durch verschiedene Grenzschichtausprägungen getestet werden; es ergaben sich die Varianten NAT (natürliche Transition), FIX (42%/60%) (erzwungene Transition bei 42% auf der Saugseite und bei 60% auf der Druckseite)¹ sowie FUL (erzwungene Transition bei 5% auf der Saugseite und bei 10% auf der Druckseite). Aufgrund der

¹Im Bereich der Winglets wurde in Konfiguration FIX (42%/60%) auf der Saugseite leicht abweichend zum Rest des Flügels getrippt, nämlich bei 50% (Winglet 'DOWN') respektive 40% (Winglet 'UP').

Tabelle 4.1: Positionierung und lokale Profiltiefe der instrumentierten Schnitte (DV: statische Druckverteilungen) in den Windkanalmodellen mit Bezug zur Blattelement-Nr. '#' des NREL 5-MW-Referenzblatts [41].

#	1:1		DV	NWB (1:6)			Bemerkung
	R	% R		r , m	z , m	l_c , mm	
-	50.40	80.00	-	8.40	0.000	356.4	Wurzelprofil
14	52.75	83.73	DV1	8.79	0.392	352.6	
15	56.17	89.15	DV2	9.36	0.961	344.3	
16	58.90	93.49	DV3	9.82	1.417	322.7	
-	59.98	95.20	DV4	10.00	1.596	300.9	Ansatzstelle Winglets nur Varianten ohne Winglets
-	60.48	96.00	-	10.08	1.680	287.5	
17	61.63	97.83	DV5	10.27	1.872	231.3	

Ergebnisse der Infrarot-Messungen wurde 0.4 mm dickes Zackenband verwendet bzw. 0.3-mm-Zackenband im Bereich der Winglets. Die angegebenen Positionen in % beziehen sich auf die Lage der Hinterkante des verwendeten Zackenbandes.

4.3.2 Aerodynamikmessungen in geschlossener Messstrecke

Die Aerodynamikmessungen in der geschlossenen Messstrecke des NWB umfassten

- Infrarot-Thermografie zur Ermittlung der Transitionslage sowie Überprüfung der Wirksamkeit von Transitionsstreifen (Tripping) bei erzwungenem Grenzschichtumschlag,
- Ermittlung der aerodynamischen Beiwerte mittels der NWB-Halbmodellwaage,
- Messung der statischen Druckverteilung in 4 (Konfigurationen mit Winglets) bzw. 5 (Konfigurationen mit konventioneller Randbogenform) spannweiten Schnitten,
- Vermessung des Nachlaufs im Bereich des Blattspitzenwirbels mit 5-Loch-Sondenrechen,
- Nachlaufmessungen mit Gesamtdrucksondenrechen zur Widerstandsmessung,
- Oberflächenwechseldruckmessungen mit Kulite-Sensoren (4 spannweite Positionen auf der Saugseite nahe der Hinterkante).

Die technische Dokumentation der Aerodynamiktests inklusive Messmatrix aller getesteten Konfigurationen findet sich in den Referenzen [93], [94].

4.3.3 Aeroakustikmessungen in 3/4-offener Messstrecke

Zusammenfassend fanden im Rahmen der NWB-Akustikmessung in 3/4-offener Messstrecke folgende Untersuchungen statt:

- Simultane Quelllokalisierung mit zwei fest installierten Mikrofonarrays; Array 1 (~3 m Durchmesser, 140 Mikrofone) mit Ausrichtung auf die Saugseite der Windkanalmodelle und Array 2 (~1 m Durchmesser, 96 Mikrofone) auf deren Druckseite;
- Hinterkantengeräuschmessungen in der quasi-2D Region der Modelle mit einem traversierbaren Richtmikrofonsystem (elliptischer Hohlspiegel mit 1.6-m-Durchmesser);
- Vergleichsmessungen mit einzelnen Freifeld-Referenzmikrofonen;

- Oberflächenwechseldruckmessungen mit Kulites (4 spannweite Positionen auf der Saugseite nahe der Hinterkante);
- Ermittlung der aerodynamischen Beiwerte wie oben für ausgewählte Konfigurationen;
- Messung der statischen Druckverteilung wie oben, vgl. Abschnitt 4.3.2.



Abbildung 4.8: Akustische Messungen im NWB, unten: Modellvarianten mit Winglets; Blattspitze aufwärts, d. h. Richtung Saugseite (SS) gebogenes Winglet (Konfiguration 'UP', links) vs. Blattspitze abwärts, d. h. Richtung Druckseite (PS) gebogenes Winglet (Konfiguration 'DOWN', rechts)

Die technische Dokumentation der Aeroakustiktests in 3/4-offener Messstrecke inklusive Messmatrix aller getesteten Konfigurationen findet sich in Referenz [83]. Darüber hinaus wurde zum Verständnis vorliegender Abweichungen der korrigierten aerodynamischen Polaren in geschlossener gegenüber der 3/4-offenen Messstrecke eine detaillierte Fehleranalyse der vorgenommenen Windkanalkorrekturen für die beiden Messstrecken im DNW-NWB durchgeführt und dokumentiert [82].

Die vorab der NWB-Messungen erzielten Ergebnisse der numerischen Simulationen und AWB-Experimente ermöglichten eine Schätzung der im Windkanal DNW-NWB unter Testbedingungen zu erwartenden Geräuschpegel. Diese sind insbesondere für die Fälle mit freier Transition und gleichzeitig effizienten Geräuschminderungsmaßnahmen sehr niedrig und liegen wie bereits im AWB sehr nahe bzw. teilweise unterhalb des Kanalhintergrundgeräuschs (vgl. hierzu Abbildung 5.43 im Ergebnisteil dieses Berichts).

Aus diesem Grund wurde beschlossen, zusätzlich zur Oberflächenwechseldruckinstrumentierung der Modelle auch eine Vielzahl verfügbarer fokussierender Messtechniken auf beiden Seiten der Modelle einzusetzen. In Ergänzung des regulär im DNW-NWB eingesetzten großen Mikrofonarrays (Array 1) wurde darüber hinaus auch das kleinere Array aus dem AWB (Array 2) mit niedriger Auflösung (d. h. höherer unterer Frequenzgrenze) sowie – analog zum AWB-Experiment – eine verfügbare NWB-taugliche Richtmikrofonanordnung mit entsprechend größerer Brennweite eingesetzt. Leider lag zu Messbeginn keine Kalibrierung der Frequenzübertragungsfunktion des hier eingesetzten größeren Hohlspiegelsystems unter Messbedingungen vor. Diese benötigt zusätzliche Windkanalbelegzeit, die im Projektumfang nicht enthalten war. Als Behelfslösung wurde zunächst (analog zum Vorgehen im AWB, der bereits über ein entsprechend kalibriertes Messsystem verfügt) lediglich eine theoretische Korrektur auf Basis der Geometriedaten des elliptischen Reflektors verwendet [30]. Es ist geplant, die Kalibrierung im Rahmen grundfinanzierter Aktivitäten noch nachzuholen. Insbesondere ist auch der Scherschichteinfluss unter Messbedingungen im NWB noch experimentell zu ermitteln.

Die Messung mit Einzelmikrofonen im Fernfeld, wie sie standardmäßig im NWB zur Messung von Richtcharakteristiken an (sehr viel lauterem) Hochauftriebssystemen o. ä. durchgeführt wird, liefert im hier durchgeführten Experiment lediglich für vereinzelte, d. h. hinreichend laute, Konfigurationen nutzbare Daten.

Die Auswertung der Arraydaten konnte zu Projektende noch nicht abgeschlossen werden. Eine erste Auswertung erfolgte lediglich mittels Standard-Beamforming. Seitens DNW-NWB wurden Quellkarten sowie Summenspektren für drei ausgewählte Quellbereiche im Frequenzbereich $1 \text{ kHz} \leq f_{1/3} \leq 20 \text{ kHz}$ für erste preliminäre Analysen geliefert. Die hierfür verwendeten Scangitter und Integrationsbereiche (int 1–3) sind in Abbildung 4.9 wiedergegeben.

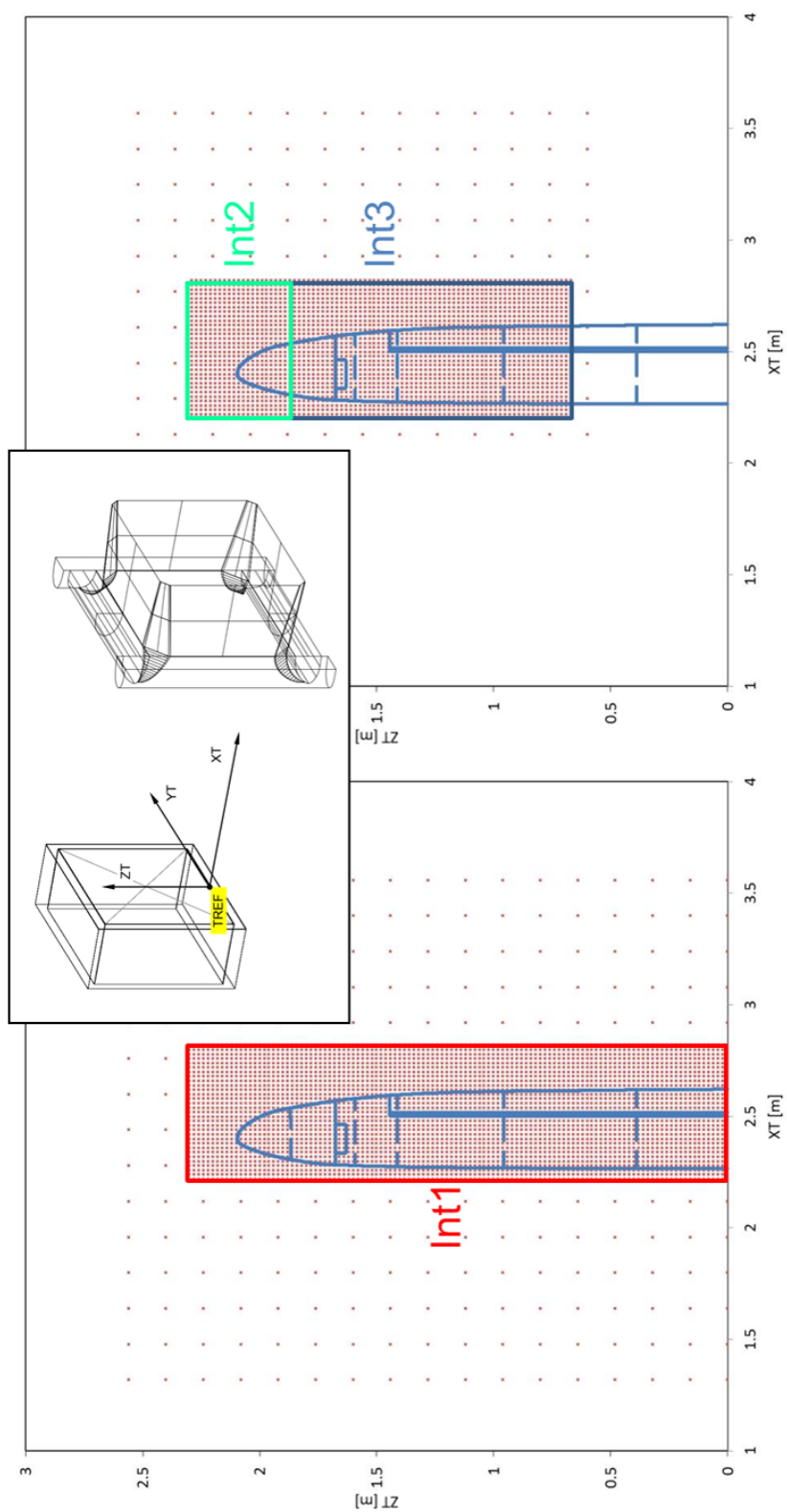


Abbildung 4.9: Definition der Scangitter für die Summenspektren aus Arraymessungen im Windkanalkoordinatensystem.

5 Ergebnisse

5.1 Entwurf

5.1.1 Referenzgeometrie

Zur entwurfsbegleitenden Bewertung der aerodynamischen Leistung von Windturbinen und zur Abschätzung stationärer aerodynamischer Lasten sowie von Leistung und elektrischem Ertrag wurde das Blattelementverfahren QBlade eingesetzt und die für BELARWEA ausgewählte Referenzkonfiguration NREL 5 MW in den relevanten Betriebspunkten nachgerechnet, siehe Abschnitt 3.1.1. Danach erreicht die NREL 5 MW ihre Nennleistung von 5 MW bei etwa 11 m/s Windgeschwindigkeit. Abbildung 5.1 zeigt im rechten, unteren Diagramm den örtlichen Auftriebsbeiwert c_a über dem Rotorradius R durch die durch Fettdruck hervorgehobene Kurve. Der äußere Bereich des Blattes, etwa $R = 40\text{--}60$ m, entwickelt lokal Auftriebsbeiwerte von $c_a = 1.0\text{--}1.05$ und Reynoldszahlen von etwa $Re = 11.4$ Mio. (vgl. Abbildung unten links). Damit ist eine Betriebsgrenze des aerodynamischen Profils NACA 64-618, eingesetzt ab Rotorradius $R = 43.5$ m, identifiziert, die hohe Auftriebswerte und Reynoldszahlen verbindet. Als weitere signifikante Betriebsgrenze wurde der Betrieb der WEA bei einer Windgeschwindigkeit von 6 m/s gewählt. Die Leistung ist dort auf weniger als 20 % der Nennleistung abgesunken, vgl. Abbildung 5.2. Die durch Fettdruck hervorgehobene Kurve zeigt für Rotorradien $r > 40$ m lokale Auftriebsbeiwerte von ca. $c_a = 0.8$ (Abbildung unten rechts). Die korrespondierenden Reynoldszahlen betragen etwa $Re = 7$ Mio. (Abbildung unten links).

5.1.2 2D Profilentwurf

Ziel von BELARWEA ist im 1. Schritt, eine gegenüber der Referenzkonfiguration aerodynamisch und aeroakustisch verbesserte Profilierung im Vergleich zu dem Profil NACA 64-618 zu entwerfen. Dabei sollte die relative Profildicke beibehalten werden. Darüber hinaus wurde vorausgesetzt, dass aufgrund realisierbarer Oberflächengüte und Maßhaltigkeit grundsätzlich teil-laminarer Charakter der Profilgrenzschicht möglich ist. Die oben beschriebenen c_a - Re -Kombinationen definieren die Eckpunkte, an denen gegenüber dem NACA 64-618 der Neuentwurf Vorteile aufweisen soll. Die im Betrieb der WEA veränderlichen lokalen

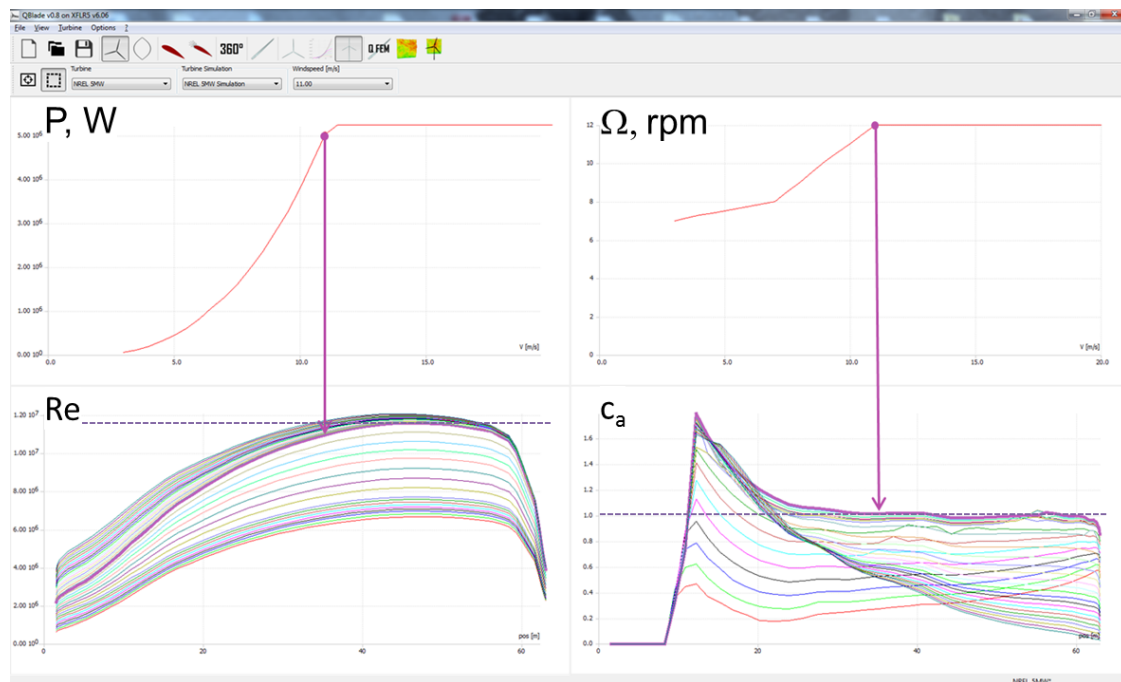


Abbildung 5.1: Leistung P und Rotordrehzahl Ω NREL 5 MW, lokale Reynoldszahl Re , lokaler Auftriebsbeiwert c_a bei 11 m/s Windgeschwindigkeit.

Machzahlen werden berücksichtigt, ihr aerodynamischer Einfluss ist allerdings klein. In einem iterativen Prozess, der aus dem Entwurf einer neuen Profilkontur und damit einer gewünschten Profildruckverteilung sowie anschließender aerodynamischer und aeroakustischer Analyse bestand, konnte eine Profilform RoH-W-18%c37 für gute aerodynamische Leistung bei reduzierter Schallabstrahlung entwickelt werden. Abbildung 5.3 zeigt die beiden Profile NACA 64-618 und RoH-W-18%c37 im Vergleich mit gleicher relativer Profildicke aber erheblich anderer Kontur aufgrund der unterschiedlichen Auslegung.

Abbildung 5.4 zeigt für $Re = 11.4$ Mio. die Polare, den Auftriebs- und Momentenbeiwert als Funktion des Anstellwinkels und die Transitionslagen bei freier Transition. Bei der hohen Reynoldszahl und $c_a = 1.0$ – 1.05 hat das RoH-W-18%c37 deutliche Vorteile im Widerstandsbeiwert und damit in der Profilleitzahl. Die günstigen Widerstandsbeiwerte setzen sich bis etwa $c_a = 1.15$ fort, so dass Reserven hinsichtlich Laminarhaltung bestehen. Graduelle Defizite bei Oberflächengüte, Maßhaltigkeit oder Zuströmturbulenz werden somit toleriert. Das Profilmoment des RoH-W-18%c37 ist etwas kopflastiger, der Maximalauftrieb deutlich erhöht.

Wird die laminare Grenzschicht durch Rauigkeiten (Insektenreste, Staub, Eis, Oberflächenerosion) so massiv gestört, dass sie praktisch unmittelbar am Ort der Rauigkeit in turbulente Grenzschicht umschlägt, können die Widerstandsvorteile vom RoH-W-18%c37 gegenüber dem NACA 64-618 nicht gehalten werden. Abbildung 5.5 zeigt die Analyse bei fast vollturbulenter Grenzschicht, indem die Transition auf beiden Profelseiten bei 5 % rechnerisch er-

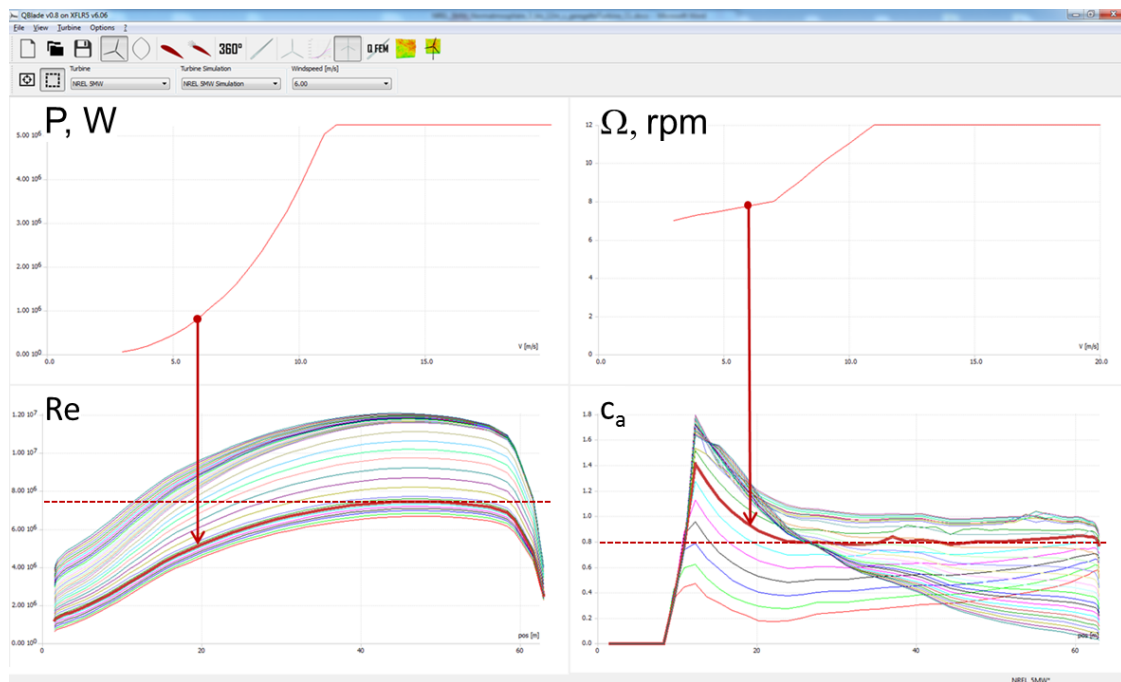


Abbildung 5.2: Leistung P und Rotordrehzahl Ω NREL 5 MW, lokale Reynoldszahl Re , lokaler Auftriebsbeiwert c_a bei 6 m/s Windgeschwindigkeit.

zwungen wird. Für den Auslegungsbereich $c_a = 1.0\text{--}1.05$ hat das RoH-W-18%c37 einen identischen Widerstandsbeiwert wie das Referenzprofil. Das Profilmoment des RoH-W-18%c37 ist wie bei freier Transition etwas kopflastiger, der Maximalauftrieb deutlich erhöht.

Für den zweiten Eckpunkt der Profilauslegung, $c_a = 0.8$ und $Re = 7$ Mio. werden die Ergeb-

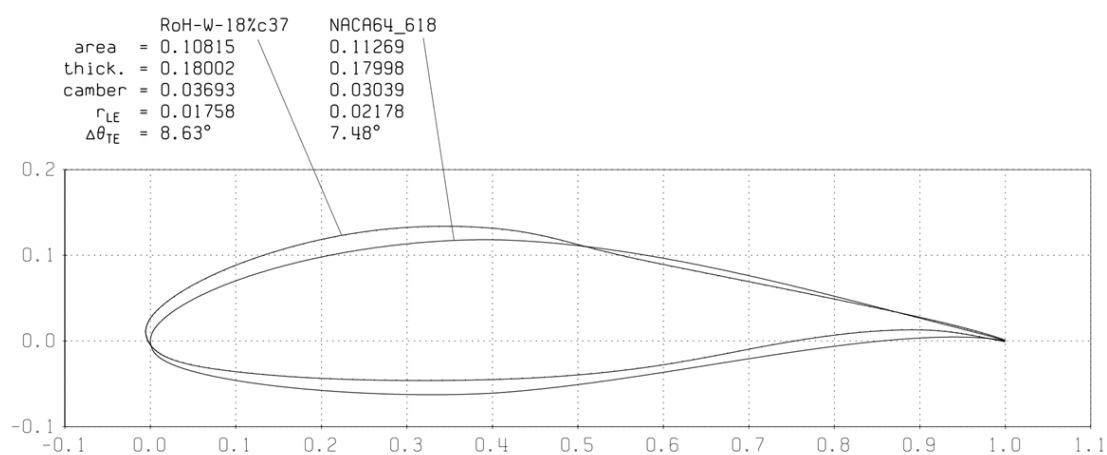


Abbildung 5.3: Vergleich der Konturen NACA 64-618 und RoH-W-18%c37.

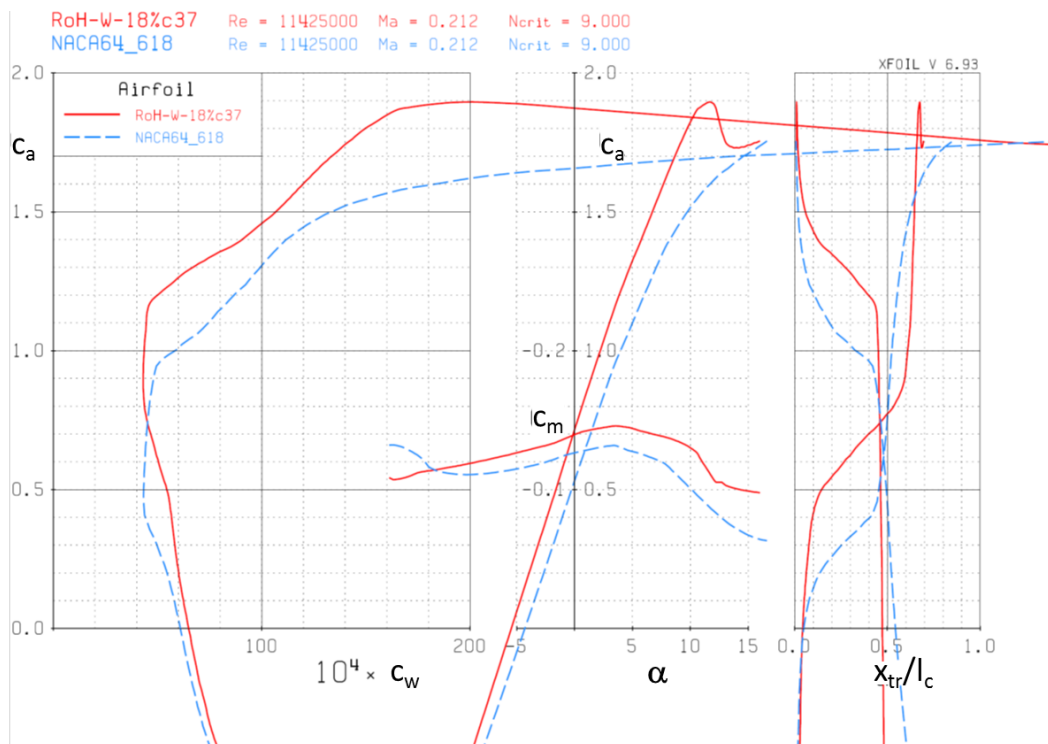


Abbildung 5.4: RoH-W-18%c37 vs. NACA 64-618, $Re = 11.4$ Mio. Transition frei.

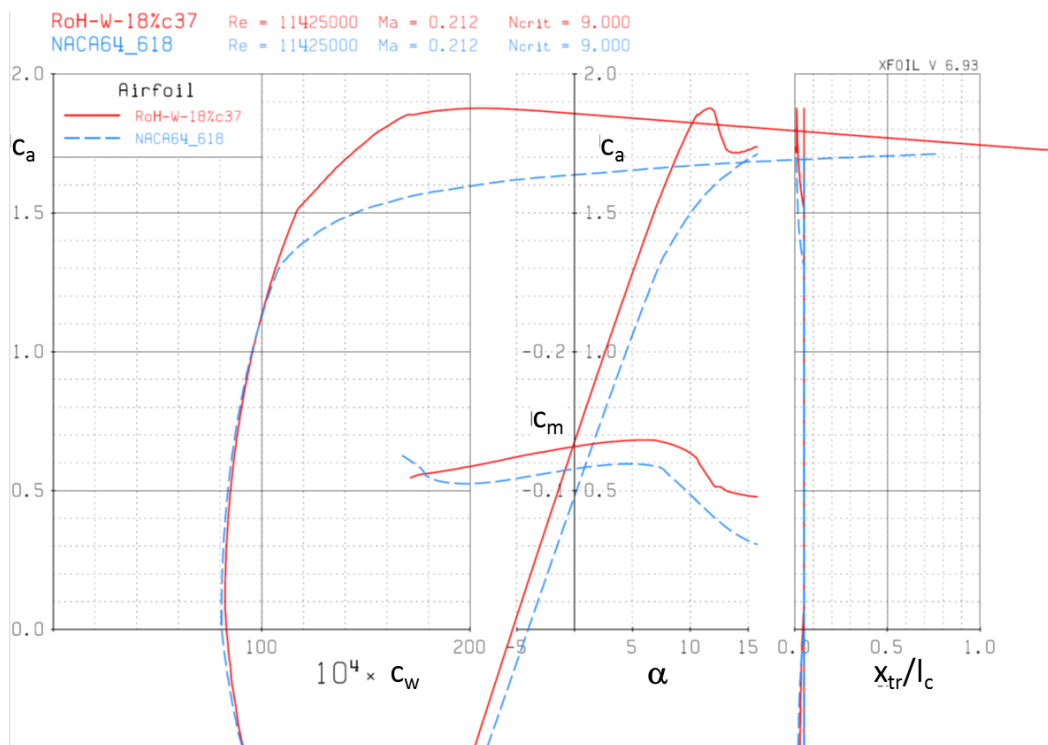


Abbildung 5.5: RoH-W-18%c37 vs. NACA 64-618, $Re = 11.4$ Mio. Transition 5 % / 5 %.

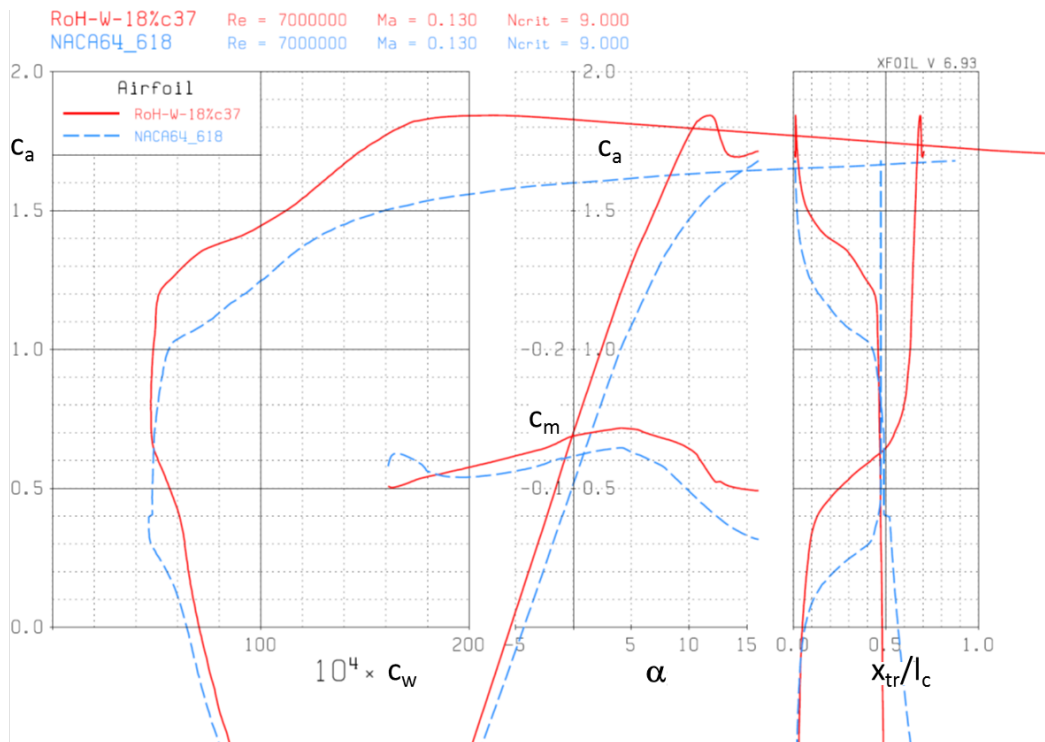


Abbildung 5.6: RoH-W-18%c37 vs. NACA 64-618, $Re = 7$ Mio. Transition frei.

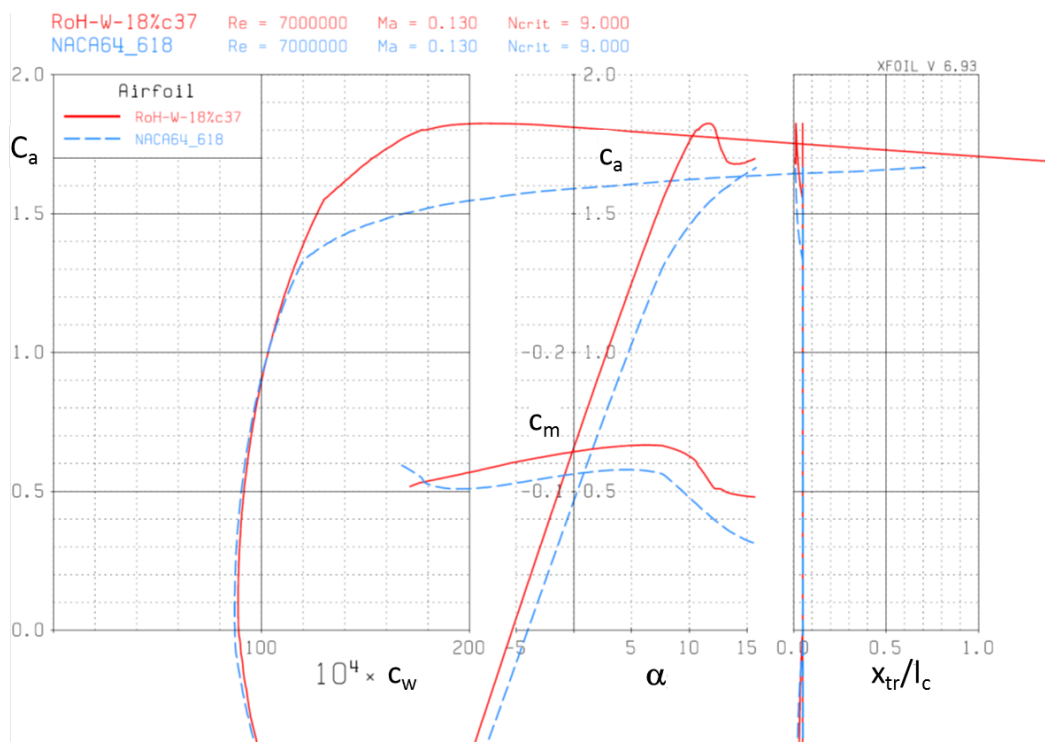


Abbildung 5.7: RoH-W-18%c37 vs. NACA 64-618, $Re = 7$ Mio. Transition 5 % / 5 %.

nisse in Abbildung 5.6 und 5.6 gezeigt. Bei natürlicher Transition weist das RoH-W-18% c_{37} ab $c_a = 0.7$ Vorteile im Widerstandsbeiwert gegenüber dem NACA 64-618 auf, die bei höheren Auftriebsbeiwerten noch beträchtlich anwachsen. Bei fast vollturbulenter Grenzschicht mit gesetzter Transition bei 5 % hat das RoH-W-18% c_{37} für den Auslegungsauftriebsbereich ab $c_a = 0.8$ einen nahezu identischen Widerstandsbeiwert wie das Referenzprofil und ab etwa $c_a = 1.35$ einen erheblich besseren Widerstandsbeiwert. Das Profilmoment des RoH-W-18% c_{37} ist wie für die höhere Reynoldszahl in beiden Fällen etwas kopflastiger, der Maximalauftrieb deutlich erhöht.

5.1.3 Wingletentwurf

Folgende Vorgaben für den Entwurf wurden in der Optimierung berücksichtigt:

- Optimierung auf Anströmbedingungen für 1:1 Maßstab;
- Entwurf von zwei Konfigurationen; 1) Winglet 'DOWN' und 2) Winglet 'UP';
- Winglethöhe 1 m (1:1 Maßstab);
- gleichbleibende Spannweite gegenüber Referenzgeometrie;
- Verringerung des Widerstandes des Gesamtflügels;
- geringer Einfluss auf das Gesamtbiegemoment.

Für die Optimierung wurden der äußere Bereich des Tragflügels auf 4.1 m (Maßstab 1:1) freigegeben und sowohl Einstellwinkel, Tiefe und Position von 5 Schnitten innerhalb des Bereiches vom Optimierer angepasst. Die beiden optimierten Wingletgeometrien aus der Voraussetzung ergaben für den 1:1-Flügel eine Verbesserung der Leistung von 1.6 % für das Winglet 'UP' (auf Saugseite) und 1.5 % für das Winglet 'DOWN' (auf Druckseite). Für den Windkanalversuch wurden die äußeren 12.6 m des Flügels im Maßstab 1:6 nachgerechnet für die relevanten untersuchten Fälle. Da das Profil und die optimierten Winglets für den 1:1-Flügel ausgelegt waren, wurde erwartet, dass die Ergebnisse des Windkanalversuches sich stark von den für den 1:1-Fall berechneten unterscheiden, vgl. Abschnitt 5.35 Diese Annahme basiert hauptsächlich auf der starken Änderung der Reynoldszahl, da durch den Maßstab 1:6 bei gleicher Anströmung von max. 80 m/s im Windkanal die lokale Reynoldszahl um den Faktor 6 sinkt. Bei niedrigen Reynoldszahlen können ohne erzwungene Transition Ablöseblasen entstehen, welche den Widerstand stark beeinflussen. Dies wird jedoch durch die Programmkette gut wiedergegeben. Die Winglets reagieren auf diese Änderungen, hauptsächlich basierend auf den kritischen Profileigenschaften bei starker Reynoldszahländerung, empfindlich, da sie die Grenzschicht in ihrer direkten Umgebung beeinflussen. Diese hauptsächlich dreidimensionale Beeinflussung wird von der verwendeten Programmkette nicht gut erfasst und wird bei

der Auslegung hauptsächlich durch Erfahrungswerte eingebracht. Dementsprechend werden für den Windkanalversuch die größten Abweichungen erwartet.

5.1.4 Hinterkantenmodifikationen

Auf Basis vorhandener Windkanaltestergebnisse an Hinterkantenmodifikationen sowohl für Luftfahrt- als auch Windkraftanwendungen wurde eine Vorauswahl der im AWB zu testenden Geräuscheminderungsmaßnahmen (Hinterkantenbürsten, geschlitzte Hinterkanten, poröse Bleche, Serrations) getroffen, vgl. z. B. [29], [30], [32], [33], [35]. Deren charakteristische Dimensionen wurden entsprechend der Simulationsergebnisse an die jeweils im Experiment maximal vorliegenden Grenzschichtdicken adaptiert, vgl. z. B. Abbildung 5.10 (oben). Designvorgabe war hierbei gemäß [30] eine Lauflänge der Hinterkantenmodifikation entsprechend mindestens der doppelten Grenzschichtdicke.

In Abbildung 5.8 (rechts) ist eine Auswahl der im AWB getesteten Hinterkantenmodifikationen wiedergegeben. Die vollständige Dokumentation befindet sich in Referenz [95]. Es sei

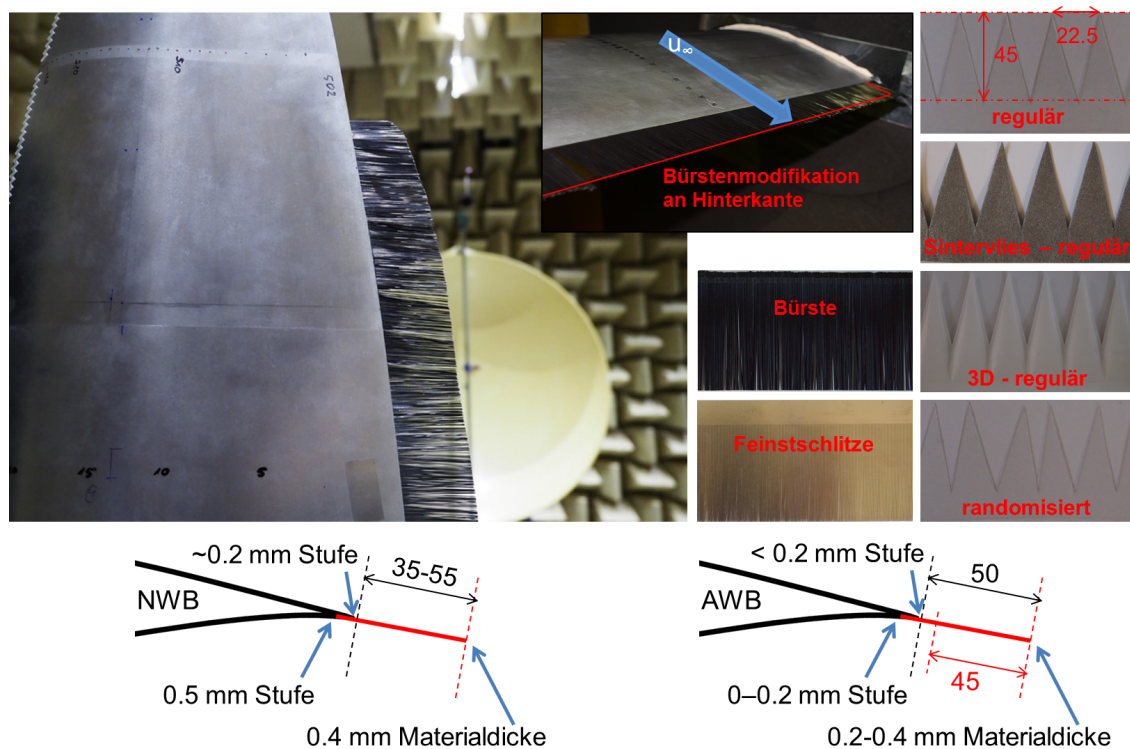


Abbildung 5.8: Beispiele für im DNW-NWB (links) und im AWB (rechts) getestete Hinterkantenmodifikationen mit Abmessungen in mm.

hier vorweggenommen, das auf Grundlage der erzielten Ergebnisse die Bürstenhinterkante als effizienteste Maßnahme für die weiteren Untersuchungen an den Blattspitzenmodellen im DNW-NWB ausgewählt und über eine Spannweite von 1835 mm realisiert wurde, vgl. Abbildungen 5.8 (links) und 5.45. Alle Modifikationen wurden druckseitig montiert und Übergänge auf der Druckseite mittels Tape geglättet. Die in Abbildung 5.8 angegebenen Stufenhöhen ergaben sich aufgrund der Modellhinterkantendicke $h \approx 0.2$ mm. Die AWB-Modelle verfügten über Wechselhinterkanten mit einer druckseitigen Einlassung (0.2 mm tief, 5 mm lang) zur Aufnahme der Modifikationen, während Bürsten im NWB direkt als Nachrüstmaßnahmen auf die Blattspitzenmodelle aufgebracht wurden.¹

5.2 CFD/CAA-Simulationen

5.2.1 2D CFD/CAA

Die in Abschnitt 3.2.1 beschriebene 2D CFD/CAA-Rechenkette wurde für die Bewertung verschiedener für den Rotorblattaußenbereich als geeignet angesehener Profilkandidaten angewendet. Im Rahmen des iterativen Entwurfsprozesses wurden folgende Parameter als relevant betrachtet:

- möglichst geringe kinetische Energie der Turbulenz (TKE) in der Grenzschicht im Bereich der Hinterkante auf der Saugseite,
- möglichst dünne Grenzschicht / niedriger Grenzschicht-Formparameter nahe der Hinterkante auf der Saugseite,
- möglichst hohe Gleitzahl.

Die Modifikation der Grenzschichtparameter wurde über die Beeinflussung der Druckrückgewinnung im hinteren Teil der Saugseitenkontur realisiert, wobei die Interaktion der Geometrieänderung mit der aerodynamischen Leistungsfähigkeit des Profils durch Iterationen im Entwurfsprozess berücksichtigt wurde. Im Folgenden werden beispielhaft zwei ausgewählte Profilentwürfe RoH-W-18%c37 und RoH-W-19%c45 aeroakustisch bewertet und mit zwei Vergleichsgeometrien NACA 64-618 und LN118 (aeroakustischer Entwurf CQU-DTU-LN118 nach Cheng et al. [6] für rein vollturbulente Grenzschicht) verglichen. Die für die aeroakustische Evaluierung gewählten Designbedingungen

¹Vergleichbare Austauschhinterkanten wie für die AWB-Modelle waren aufgrund der Modelldimensionen sowie der Instrumentierung nicht über die gewünschte große Spannweite möglich. Durch externes Ankleben der Bürstenhinterkanten ohne mühsames Austauschen der jeweils instrumentierten Modellbereiche inklusive Verkabelung lies sich darüber hinaus wertvolle Windkanalzeit einsparen, die für eine erweiterte Messmatrix eingesetzt werden konnte.

- Reynoldszahl $Re = 3$ Mio.
- Machzahl $M_\infty = 0.2$
- Sehnenlänge $l_c = 0.65$ m
- Auftriebsbeiwert $c_a = 1.15$

stellen in Ermangelung einer real existierenden Experimentalanlage in Phase 1 einen bewusst gewählten Kompromiss zwischen der Großausführung (NREL 5-MW-Rotor nicht repräsentativ für typische On-Shore-Anlagen), einer projektierten DLR-Experimentalanlage und Windkanalbedingungen dar. Im klassischen 2D Experiment wären diese Bedingungen im DNW-NWB direkt umsetzbar, wegen des 3D Anspruchs (zusätzlicher Wingletentwurf) in BELAWEA lagen im NWB-Experiment allerdings deutlich niedrigere Reynoldszahlen vor (Geschwindigkeiten vergleichbar der Großausführung, Profiltiefen vergleichbar dem 2D AWB-Experiment). Im Hinblick auf Phase 2 des Projekts sei betont, dass die hier entwickelte Entwurfskette jederzeit auf reale Anlagen und damit reale Betriebsbedingungen anwendbar ist.

Zur Bewertung wurde der Zustand der Grenzschicht variiert. Einerseits wurden die Profile vollturbulent behandelt (Kürzel FUL) bzw. andererseits die Transition vom Simulationscode TAU simuliert (Kürzel NAT) sowie alternativ auf Ober- und Unterseite an den mit XFOIL ermittelten natürlichen Umschlagspositionen individuell fixiert (Kürzel FIX). Für jedes Profil wurden bei allen drei Grenzschichtausprägungen die Anstellwinkel $\alpha = 0^\circ, 2^\circ, 4^\circ, 5^\circ, 6^\circ, 7^\circ$ untersucht, so dass der Betriebspunkt im Auftriebsbeiwert im Bereich $c_a = 1.1\text{--}1.2$ variiert. Vergleichbarkeit und objektive Bewertung ist auf diese Weise gegeben. Die gewählten Betriebspunkte sind in Tabelle 5.1 dargestellt.

Tabelle 5.1: Gewählte Betriebspunkte ($c_a = 1.15$) für unterschiedliche Grenzschichtausprägungen.

Profil	vollturbulent (FUL)	fixierte Transition (FIX)	natürliche Transition (NAT)
NACA 64-618	$\alpha = 6^\circ$	$\alpha = 6^\circ$	$\alpha = 6^\circ$
LN118	$\alpha = 5^\circ$	$\alpha = 5^\circ$	$\alpha = 5^\circ$
RoH-18%c37	$\alpha = 6^\circ$	$\alpha = 5^\circ$	$\alpha = 5^\circ$
RoH-19%c45	$\alpha = 4^\circ$	$\alpha = 4^\circ$	$\alpha = 4^\circ$

In Abbildung 5.9 (oben) ist der (normierte) Gesamtschalldruckpegel (OASPL) in Abhängigkeit des Auftriebsbeiwerts dargestellt sowie der Betriebspunkt gekennzeichnet. Bei vollturbulenter Grenzschicht ist erwartungsgemäß das (für diesen Fall entworfene) Vergleichsprofil LN118 die akustisch günstigste Variante. Bei fixierter Transition (d. h. natürliche Umschlagspositionen aus XFOIL übernommen) zeigen die Neuentwürfe deutliche Vorteile gegenüber dem Referenzprofil NACA 64-618 sowie dem LN118. Die Simulationen mit natürlicher Transition zeigen prinzipiell ähnliche Ergebnisse, jedoch ist die Wahl der Umschlagsparameter aufgrund der Vielzahl an Simulationen nicht ausiteriert, sodass die CFD-Simulationen vereinzelt in ihrer Konvergenz beeinträchtigt sind. Die Ursachen hierfür sind für die dargestellten Simulationen

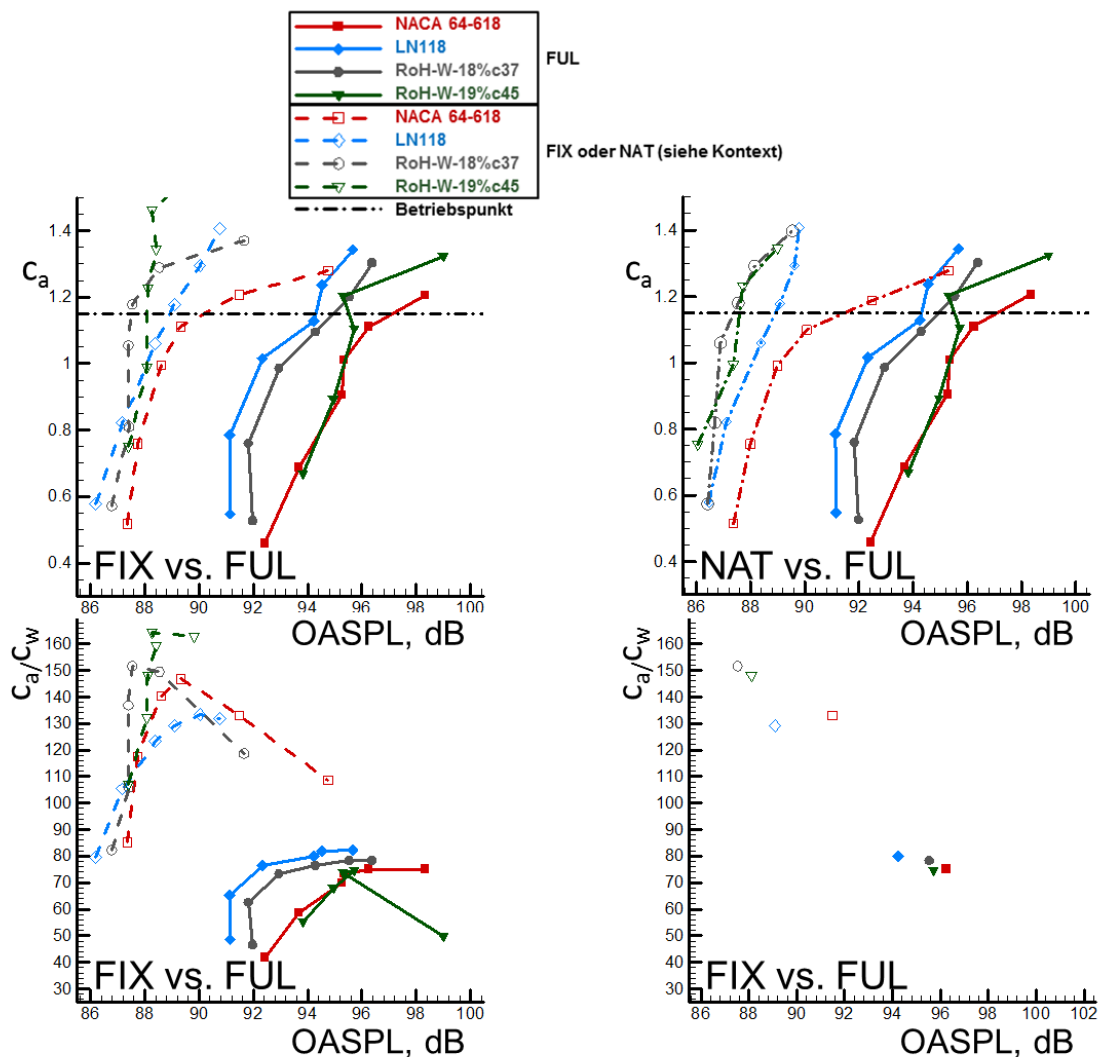


Abbildung 5.9: Aeroakustischer Vergleich von vier ausgewählten Profilen für die Grenzschichtausprägungen FUL bzw. FIX und NAT; Auftriebsbeiwert (oben) bzw. Gleitzahl (unten) vs. Gesamtschalldruckpegel, unten rechts nur für die gewählten Betriebspunkte.

bislang nicht untersucht worden, weshalb bei der Bewertung der Profile zunächst die Fälle mit fixierter Transition vorzuziehen sind. In Abbildung 5.9 (unten) ist die Gleitzahl über dem prognostizierten Gesamtschalldruckpegel aufgetragen. Die Profilneuentwicklung RoH-W-18%c37 erreicht sowohl bei vollturbulentem Betrieb als auch bei teilturbulentem Betrieb aerodynamische und akustische Vorteile gegenüber dem Referenzprofil NACA 64-618. Die darüber hinausgehende Verbesserung, die das Profil RoH-W-19%c45 bei fixierter Transition erreicht, bleibt zwar im Betriebspunkt bei vollturbulenter Umströmung des Rotorblatts erhalten, aber bei erhöhtem Anstellwinkel steigen designgemäß auch der Widerstand und die

Geräuschentwicklung an. Das Streben nach hoher Gleitzahl weist dabei zwingend in Richtung von Laminarprofilen, die ebenda ihre Stärke haben.

In Abbildung 5.10 sind die Grenzschichtprofile sowie die kinetische Energie der Turbulenz in der Grenzschicht dargestellt. Es ist erkennbar, dass Profile mit erhöhter kinetischer Energie der Turbulenz auch verstärkt Schall abstrahlen. Darüber hinaus weisen Profile mit geringerer Geräuschemission dünnere Grenzschichten an der Hinterkante auf.

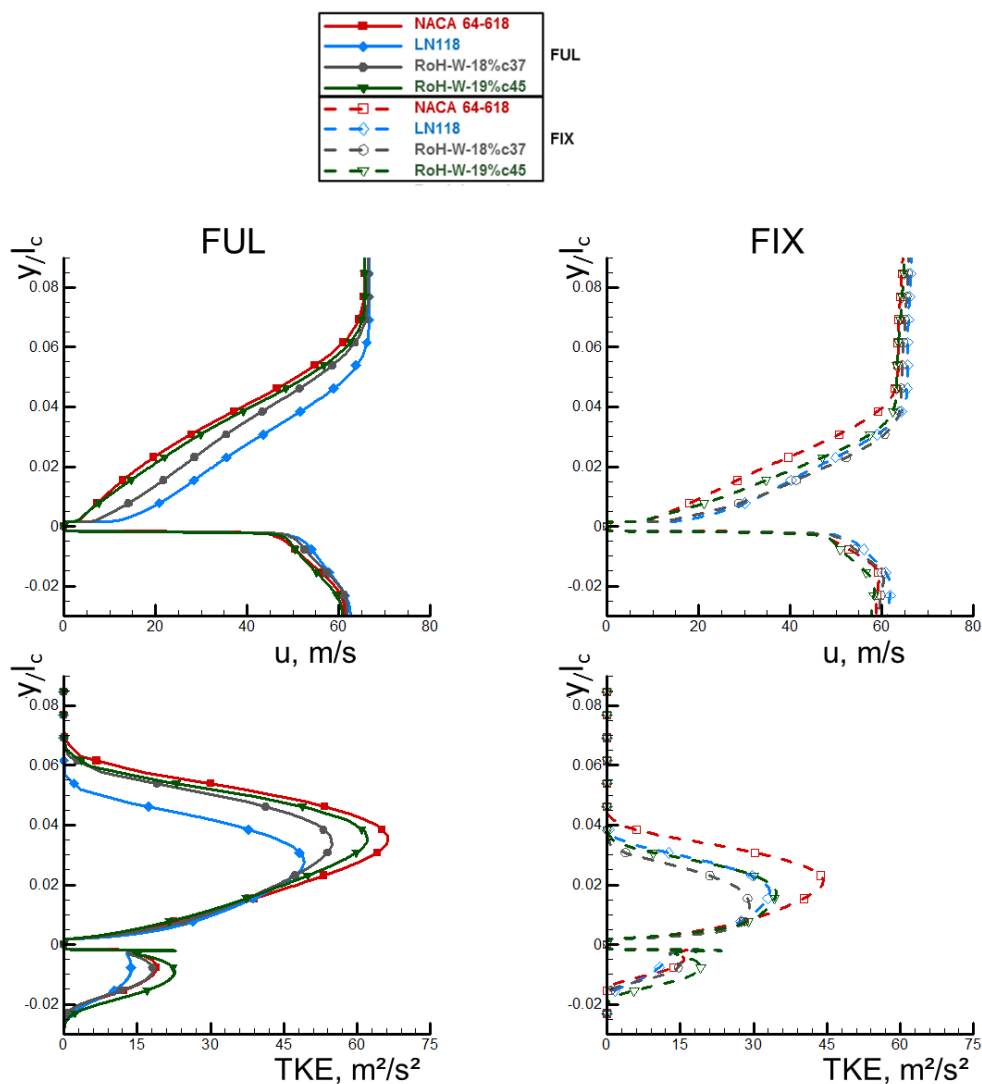


Abbildung 5.10: Vergleich der Grenzschichtprofile; Profile der Strömungsgeschwindigkeit in x -Richtung u sowie der kinetischen Energie der Turbulenz (TKE) an der Hinterkante im jeweiligen Betriebspunkt für die Grenzschichtausprägungen FUL (links) und FIX (rechts).

Auf Basis dieser Ergebnisse werden die Profile RoH-W-18% c_{37} sowie das Referenzprofil NACA 64-618 als Untersuchungsgegenstände für die Messungen in AWB und NWB gewählt. Die folgende Darstellung beschränkt sich daher auf die erzielten Ergebnisse für diese beiden Profile.

Vergleich Designbedingungen vs. AWB-Bedingungen

Zur direkten Quantifizierung der zu erwartenden Reynoldszahleffekte bei Übertragung in den Modellmaßstab bzw. umgekehrt in Richtung der Großausführung wurden identische Beobachterkoordinaten, entsprechend dem AWB-Versuch (und dem späteren NWB-Versuch) gewählt. Es sei bemerkt, dass die CAA-Simulation die komplette 2D Richtcharakteristik der Schallabstrahlung liefert, was insbesondere für die Vorbereitung von Phase 2 des Projekts (d. h. die Übertragung auf das 3D rotierende System) notwendig ist. Die Messung im Windkanal erfolgt demgegenüber stets in einem Beobachterwinkel orthogonal zur Düsenachse und wird nicht mit dem Anstellwinkel gedreht, daher ergeben sich Analysepositionen gemäß Abbildung 5.11. Des Weiteren werden zur direkten Vergleichbarkeit sämtliche Ergebnisse an 2D Profilen in Simulation und AWB-Messung auf 1 m Abstand und 1 m Spannweite normiert. Im Sinne einer ganzheitlichen Übersicht sollten Vorhersageergebnisse für Design- bzw. Betriebsbedingungen zusätzlich in Form A-bewerteter Schalldruckpegel angegeben werden. Abbildung 5.12 gibt eine Übersicht der entsprechend formatierten Ergebnisse zunächst für Designbedingungen.

In Abbildung 5.12 (oben) sind die aerodynamischen Polaren für unterschiedliche Grenzschichtausprägungen gezeigt. Die Analyse wurde im Bereich des Ziel- c_a ($c_a = 1.15$, gestrichelte Linie) in diskreten 1° -Schritten durchgeführt. Die diesem Zielwert am nächsten kommenden (und im folgenden für Vergleiche der beiden Profile genutzten) Arbeitsbedingungen sind in Tabelle 5.2 zusammengefasst. Die Transitionslage (FIX) kennzeichnet hierin den simulierten Umschlag an der Position, die vom Auslegungsprogramm XFOIL für die entsprechenden

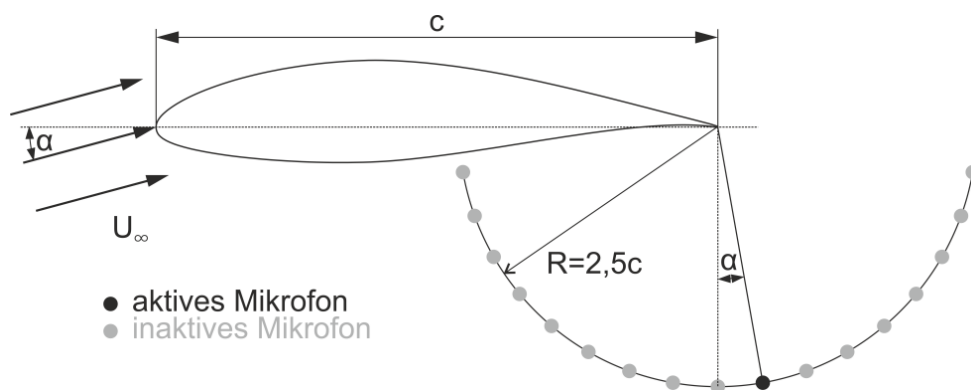


Abbildung 5.11: Auswahl des Auswertemikrofons in Abhängigkeit vom Anstellwinkel.

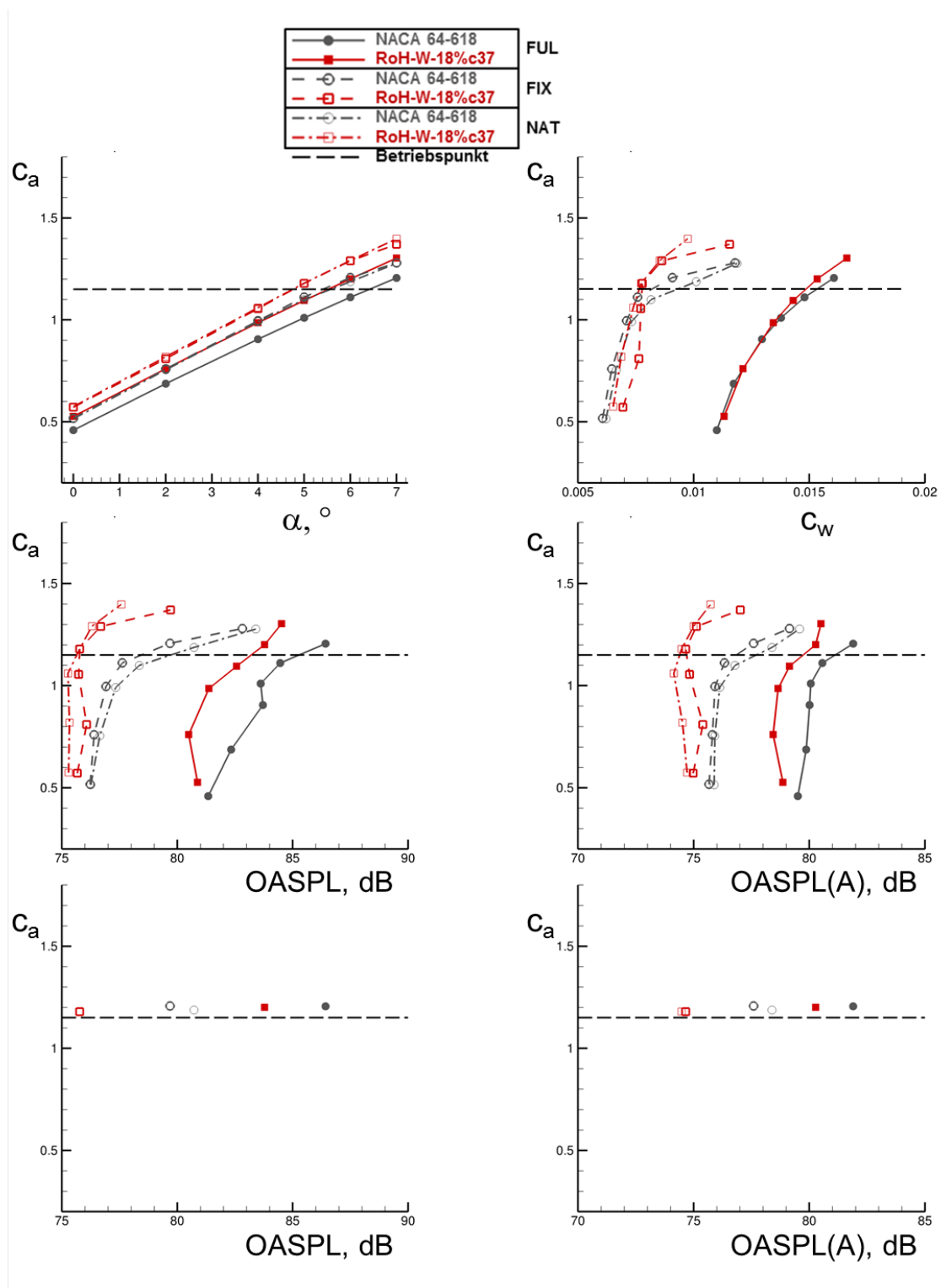


Abbildung 5.12: 2D CFD/CAA-Vorhersageergebnisse für Designbedingungen; Aerodynamikpolaren (oben), Akustikpolaren (Mitte), Akustikpolaren extrahiert für den Arbeitspunkt (unten).

Umströmungsbedingungen vorhergesagt wird. Zum direkten Vergleich wurde die natürliche Transition (NAT) zusätzlich durch Anwendung des γ - Re - θ -Modells in TAU berechnet. Die Simulationsergebnisse für fixierte (FIX) und natürliche (NAT) Transition liegen erwartungsgemäß nahe beieinander. Mit (FUL) gekennzeichnete Simulationsergebnisse sind – zur Simulation einer verschmutzten Oberfläche – mit vollturbulenter Umströmung berechnet worden.

In Abbildung 5.12 (Mitte) sind die dazugehörigen akustischen Polaren in Form unbewerteter (links) und A-bewerteter (rechts) Gesamtschalldruckpegel gezeigt. Abbildung 5.12 (unten) zeigt der besseren Übersicht halber jeweils nur die Werte in den gewählten Betriebspunkten nach Tabelle 5.2. Für alle Umströmungsbedingungen ergibt sich für das neue Profil RoH-W-18%c37 ein reduzierter Gesamtschalldruckpegel gegenüber der Referenz. Bei voll turbulenter Anströmung (FUL) ergibt sich im Arbeitspunkt ein um ca. 3 dB bzw. 2 dB(A) reduzierter Gesamtschalldruckpegel. Bei teillaminarer Grenzschicht (FIX bzw. NAT) wird eine Geräuschreduktion von ca. 4 dB bzw. 3 dB(A) vorhergesagt.

Die detaillierte spektrale Darstellung der Ergebnisse im Auslegungspunkt ist in Abbildung 5.13 wiedergegeben. Demnach liegen die maßgeblich zum Gesamtschalldruckpegel beitragenden Schalldruckpegelmaxima bei Frequenzen nahe 1 kHz. Im Vergleich der Fälle FUL und NAT zeigt sich überdies ein erhebliches Geräuschminderungspotential im Falle erfolgreicher Realisierung großer laminarer Lauflängen.

Die Vorbereitung des 1. Validierungsschritts (2D Validierung im AWB) beinhaltete zusätzliche Blindvorhersagen für AWB-Testbedingungen, d. h. bei deutlich kleinerer Reynoldszahl. Diese wurden vorab der Messung wie folgt angegeben:

$$\rightarrow u_{\infty} = 40 \text{ m/s bzw. } u_{\infty} = 60 \text{ m/s,}$$

Tabelle 5.2: Gewählte Betriebspunkte für unterschiedliche Grenzschichtausprägungen, Designbedingungen. Anstellwinkel (α), Auftriebsbeiwert (c_a) und Gleitzahl (c_a/c_w) im Arbeitspunkt.

	NACA 64-618	RoH-W-18%c37
	$\alpha = 7^\circ$	$\alpha = 6^\circ$
FUL	$c_a = 1.21$	$c_a = 1.20$
	$c_a/c_w = 75$	$c_a/c_w = 78$
	$\alpha = 6^\circ$	$\alpha = 5^\circ$
FIX	$c_a = 1.21$	$c_a = 1.18$
	$c_a/c_w = 133$	$c_a/c_w = 152$
	$\alpha = 6^\circ$	$\alpha = 5^\circ$
NAT	$c_a = 1.19$	$c_a = 1.18$
	$c_a/c_w = 117$	$c_a/c_w = 153$

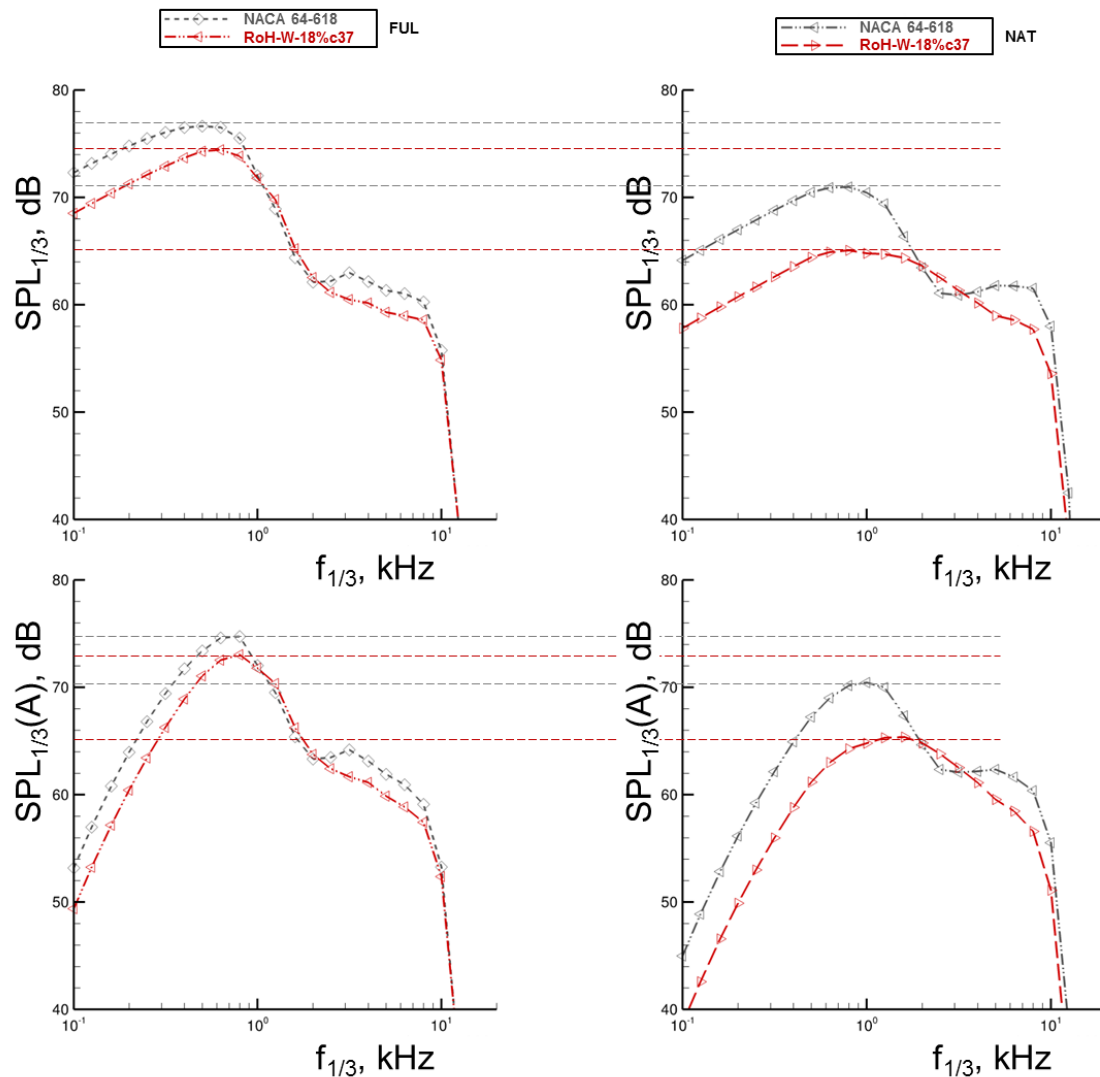


Abbildung 5.13: 2D CFD/CAA-Vorhersageergebnisse für Designbedingungen; nicht bewertete (unten) und A-bewertete (unten) Terzschalldruckpegelspektren im Auslegungspunkt bei vollturbulenter (links) vs. teillaminarer (rechts) Grenzschicht.

➤ $Re = 818\,000$ bzw. $Re = 1\,277\,000$,

➤ $M_\infty = 0.118$ bzw. $M_\infty = 0.176$,

➤ $l_c = 0.3\text{ m}$,

➤ Turbulenzgrad im AWB $Tu_x = 0.4\%$.

Tabelle 5.3: Gewählte Betriebspunkte für unterschiedliche Grenzschichtausprägungen, AWB-Bedingungen. Anstellwinkel (α), Auftriebsbeiwert (c_a) und Gleitzahl (c_a/c_w) im Arbeitspunkt.

	NACA 64-618, $u_\infty =$		RoH-W-18%c37, $u_\infty =$	
	40 m/s	60 m/s	40 m/s	60 m/s
FUL	$\alpha = 8^\circ$	$\alpha = 7^\circ$	$\alpha = 6^\circ$	$\alpha = 6^\circ$
	$c_a = 1.17$	$c_a = 1.14$	$c_a = 1.12$	$c_a = 1.15$
	$c_a/c_w = 51$	$c_a/c_w = 59$	$c_a/c_w = 59$	$c_a/c_w = 63$
FIX	$\alpha = 7^\circ$	$\alpha = 7^\circ$	$\alpha = 6^\circ$	$\alpha = 6^\circ$
	$c_a = 1.13$	$c_a = 1.16$	$c_a = 1.14$	$c_a = 1.16$
	$c_a/c_w = 59$	$c_a/c_w = 65$	$c_a/c_w = 62$	$c_a/c_w = 70$
NAT	$\alpha = 6^\circ$	$\alpha = 6^\circ$	$\alpha = 6^\circ$	$\alpha = 5^\circ$
	$c_a = 1.15$	$c_a = 1.18$	$c_a = 1.21$	$c_a = 1.13$
	$c_a/c_w = 107$	$c_a/c_w = 124$	$c_a/c_w = 100$	$c_a/c_w = 115$

In den nachfolgend dargestellten Simulationen im Vorfeld der Windkanalmessungen wurde die Transition auf der Saugseite des Profils an der Stelle $x/l_c = 5\%$ und auf der Druckseite an der Stelle $x/l_c = 10\%$ fixiert. Diese Simulationen werden hier mit (FIX) gekennzeichnet und liefern im AWB die Approximation für eine vollturbulente Grenzschicht (letztere ist im Experiment nicht pragmatisch umsetzbar, da die Staupunktlage mit dem Anstellwinkel wandert). Darüber hinaus wurden auch wie oben die Strömungszustände (FUL) mit vollturbulenter Grenzschicht sowie (NAT) mit natürlicher Transition entsprechend γ - Re - θ -Vorhersage simuliert. Für die AWB-Simulationen ist also zu erwarten, dass nun die Ergebnisse für die Fälle FIX und FUL nahe beieinander liegen. Es wurden aerodynamische Anstellwinkel zwischen -3° und $+12^\circ$ realisiert. Ergebnisse mit nicht ausreichender Konvergenz der Strömungssimulation werden in der folgenden Darstellung ausgespart. Als Vergleichsdatenpunkt wird wieder der Nenn-Auftriebsbeiwert $c_a = 1.15$ bei Auslegung gewählt. Die zugehörigen Anstellwinkelpolaren sind in Abbildung 5.14 (oben) dargestellt. Die resultierenden Kennwerte Anstellwinkel (α), Auftriebsbeiwert (c_a) und Gleitzahl (c_a/c_w) sind in Tabelle 5.3 zusammengefasst.

Die akustische Analyse erfolgt auf Basis der unbewerteten Gesamtschalldruckpegel, siehe Abbildung 5.14. Bei 40 m/s zeigt sich im Anstellwinkelbereich 4° – 6° aufgrund einer Hinterkantenablösung am NACA 64-618 ein Zwischenpeak des Referenzpegels. Bei der Anströmgeschwindigkeit 60 m/s verlaufen die Polaren im Vergleich glatter. Im angenommenen Arbeitspunkt wird für den Neuentwurf eine Geräuschreduktion von ca. 2 dB gegenüber der Referenz vorhergesagt, siehe Abbildung 5.14. Die für den AWB bei niedrigeren Reynoldszahlen zu erwartenden Geräuschminderungen fallen also deutlich geringer aus als unter Designbedingungen. Detaillierte Terzschalldruckpegelspektren unter AWB-Bedingungen werden weiter unten (Abschnitt 5.4.1) bei leicht angepassten Bedingungen gezeigt. Wie bereits schon für den Auslegungsfall zeigt sich eine starke Abhängigkeit der Ergebnisse von der jeweiligen Transitionslage, weshalb für den direkten Vergleich fixierte Transitionslagen in der Simulation auf Basis der Messergebnisse nachjustiert wurden. U. a. lagen die effektiv mittels

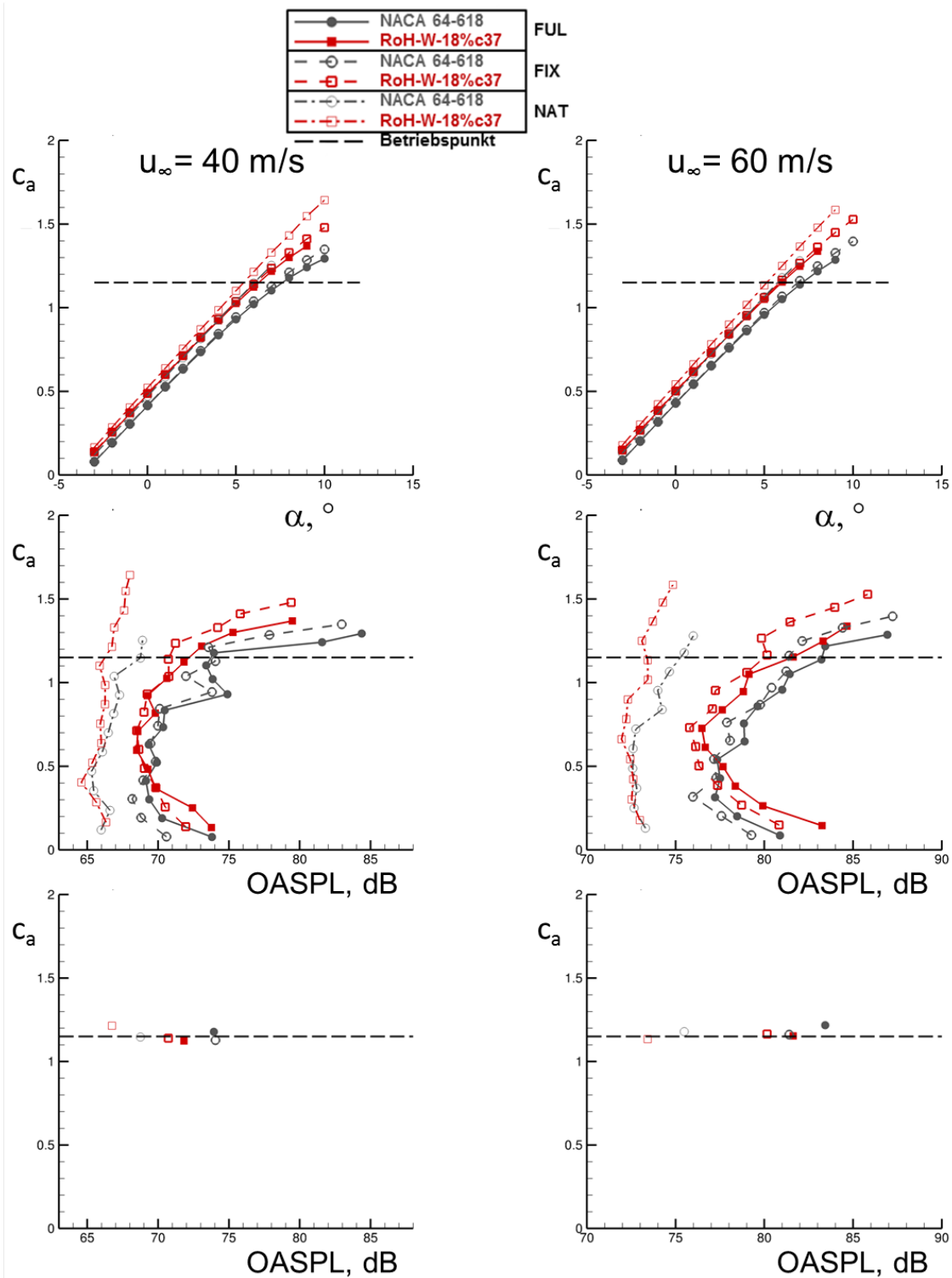


Abbildung 5.14: 2D CFD/CAA-Vorhersageergebnisse bei 40 m/s (links) und 60 m/s (rechts) für AWB-Bedingungen; Anstellwinkelpolaren (oben), Akustikpolaren (Mitte), Gesamtschalldruckpegel extra-
hiert für den Arbeitspunkt (unten).

Stethoskop gemessenen Umschlagspositionen leicht stromab der Position der Transitionsstreifen im Experiment. Des Weiteren mussten auch die Anstellwinkel in der Simulation auf Basis der gemessenen Druckverteilungen leicht adaptiert werden. Hierauf und auf eine Reihe weiterer messtechnischer Einschränkungen wird ebenfalls weiter unten eingegangen, vgl. Abschnitt 5.4.1.

5.2.2 3D CFD/CAA für Blattspitzenmodelle

Die wesentlichen Arbeitsschritte umfassten die Netzerstellung, die vorgeschaltete Simulation der Quellinformation mittels FRPM und die Ausbreitungsrechnung der Schallsignale mit dem FM-BEM-Code FMCAS. Auf die Netzerstellung wurde bereits im Abschnitt 3.2.2 eingegangen. Die folgende Darstellung beschränkt sich exemplarisch auf das Blattspitzenmodell mit RoH-W-18%c37-Profilierung ohne Winglets bei $\alpha = 7^\circ$ und $u_\infty = 80$ m/s. Die FRPM-Patches sind in den Abbildungen 5.15 dargestellt. Sowohl die Darstellung des Lambda-2-Kriteriums als auch der Wirbelstärke in Strömungsrichtung zeigen die energiereichen Turbulenzbereiche innerhalb des Hinterkantennachlaufs sowie im Bereich des von der äußeren Blattspitze abschwimmenden Druckausgleichswirbels. Die sichtbaren kleinen Strukturen sind Artefakte in der Darstellung, die auf die Auswertung der RANS-Daten zurückzuführen sind. Die Abbildung rechts hebt den Blattspitzenwirbel mittels Isoflächen des Lambda-2-Kriteriums der zeitgemittelten RANS-Strömung hervor.

Die dargestellten Strukturen werden seitens FRPM plausibel rekonstruiert. Abbildung 5.16 veranschaulicht den entsprechenden synthetischen Wirbel in Form einer Momentaufnahme der Wirbelstrukturen im Blattspitzenbereich. Es bildet sich zum einen ein tütenförmiger Wirbel aus, der von der Blattspitze abschwimmt, gleichzeitig treten weitere Wirbelstrukturen im Nachlauf der Hinterkanten auf. Da für die gezeigten Simulationen die Wirbelstärke mittels

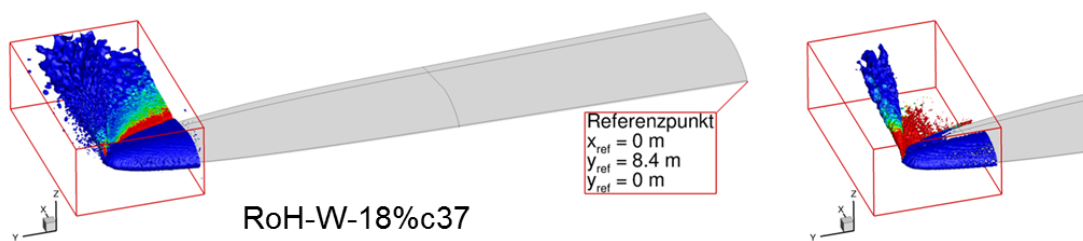


Abbildung 5.15: Ergebnis aus RANS-Lösung im Quellgebiet der FRPM-Simulation am Neuentwurf mit RoH-W-18%c37-Profilierung ($\alpha = 7^\circ$, $u_\infty = 80$ m/s); Isoflächen markieren die zeitgemittelte Wirbelstärke in Strömungsrichtung (links) bzw. das Lambda-2-Kriterium der zeitgemittelten RANS-Strömung (rechts). Die Färbung erfolgt in beiden Fällen mit der Enstrophie (Varianz der Wirbelstärkefluktuationen). Der Referenzpunkt für nachfolgende Schnittdarstellungen ist angegeben. Die Sehnenlänge im Referenzschnitt beträgt $l_c = 0.443$ m.

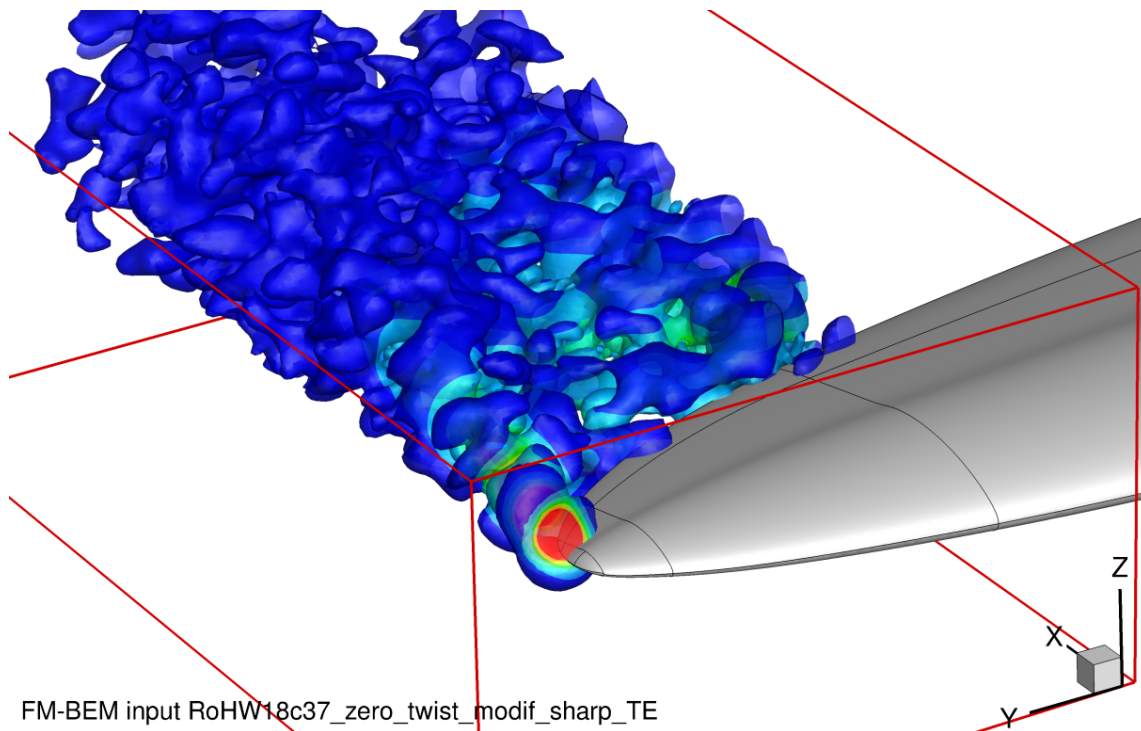


Abbildung 5.16: Momentaufnahme der Wirbelstrukturen als Input für die FM-BEM-Simulation am Neuentwurf mit RoH-W-18%c37-Profilierung. Isoflächen markieren die Wirbelstärke quer zur Strömungsrichtung und die Färbung erfolgt wie oben mit der Enstrophie.

einer kleinen konstanten Längenskala realisiert wird (die nicht von der integralen turbulenten Längenskala abhängig modelliert wird und ausschließlich von der Cut-Off-Längenskala der FRPM-Realisierung abhängt), sind die in den Abbildungen visualisierten rekonstruierten Turbulenzstrukturen erwartungsgemäß von räumlich gleicher Größenordnung.

Der direkte Vergleich zwischen RANS-Vorgabe und Rekonstruktion in Abbildung 5.17 zeigt eine gute topologische Übereinstimmung, wobei die Rekonstruktion die Bereiche an der Blattspitze und im Nachlauf der Hinterkante deutlicher trennt sowie den Wirbelkern stromab stärker ausprägt. Die Ursache hierfür ist zum einen in der räumlich breiteren Filterung der Enstrophie und zum anderen in der Vernachlässigung von Wellenzahlen oberhalb der auflösungsbedingten Grenzwellenzahl zu finden.

Mit der FM-BEM werden für dezidierte Frequenzen die Druckverteilungen auf einem Hüllzylinder berechnet, der das Blattspitzenmodell umgibt. Der gewählte Abstand zur Blattspitze beträgt ca. 3 m. Zur ersten Auswertung der Spektren wird ein Mikrofon senkrecht unterhalb der Modellhinterkante im Schnitt $y_{ref} = 8.4$ m gewählt. Diese Position ist in Abbildung 5.18 illustriert. Die Einzelspektren der Leistungsdichte, die sich aus der FM-BEM ergeben, werden arithmetisch gemittelt und als Gesamtspektrum des Schalldruckpegels dargestellt, vgl. Abbildung 5.18 (rechts). Die angegebenen Fehlerbalken betragen hier zwischen 2 dB und

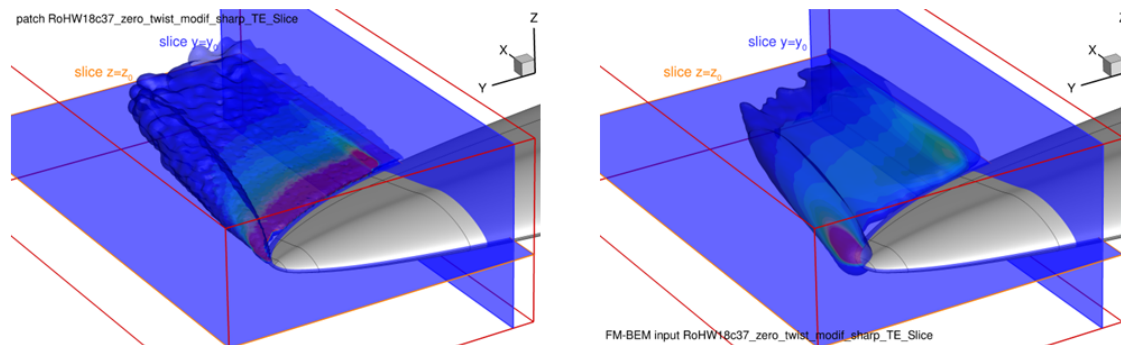


Abbildung 5.17: Verteilung der Enstrophie im Vergleich zwischen RANS-Vorgabe (links) und der Rekonstruktion durch FRPM (rechts) für das Blattspitzenmodell mit RoH-W-18%c37-Profilierung. Es sind die Schnitte $y_0 = 10.25$ m und $z_0 = 0.003$ m dargestellt.

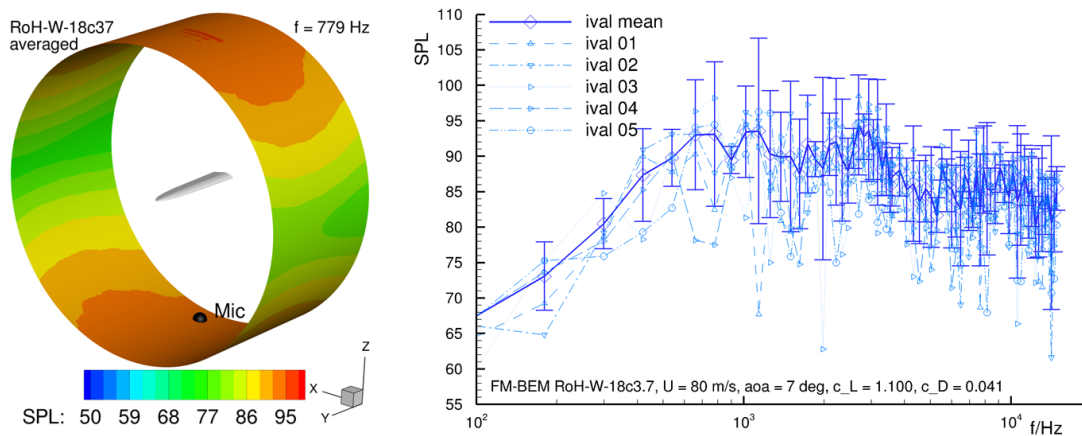


Abbildung 5.18: Gemittelter Schalldruckpegel für eine ausgewählte Frequenz $f = 779$ Hz für die Blattspitze mit RoH-W-18%c37-Profilierung (links). Gemittetes Spektrum und Einzelbeiträge aus fünf Realisationen der FM-BEM-Simulation (rechts). Das Mikrofon befindet sich ca. 3 m unterhalb der Hinterkante der Blattspitzenmodelle. Die angegebenen Fehlerbalken zeigen die korrigierte Standardabweichung der Einzelpegel vom gemittelten Pegel an.

14 dB. Die statistische Genauigkeit nimmt mit der Anzahl unabhängiger Realisationen weiter zu. Dazu ist keine weitere FRPM-Simulation notwendig, sondern lediglich weitere Rechnungen mit der FM-BEM. Die vorliegenden FRPM-Simulationen ermöglichen 10 Realisationen, für den Beleg der Simulationsfähigkeit wird jedoch an dieser Stelle auf weitere Rechnungen verzichtet. Es ist zu beachten, dass Anteile von Hinterkantengeräusch in der gezeigten FM-BEM-Vorhersage in Abbildung 5.18 ebenfalls enthalten sind. Derzeit sind die aus der FM-BEM-Simulation abgeleiteten Absolutpegel aufgrund der noch ausstehenden Erstkalibrierung mit Messdaten noch nicht belastbar zu verwenden.

5.3 Transitionsanalyse im rotierenden System mit NOLOT

Im Rahmen des Projekts wurden zahlreiche Stabilitätsanalysen für unterschiedliche vereinfachte Testfälle durchgeführt, um das weiterentwickelte Verfahren zu validieren und um neue Erkenntnisse über den Einfluss der Rotation auf das Transitionsverhalten laminarer Grenzschichten zu erhalten. Die Reduktion des komplexen Strömungsfeldes am Rotor auf möglichst einfache Testfälle lässt die isolierte Betrachtung einzelner Einflüsse zu, die so oder in ähnlicher Form auch an Rotoren von Windkraftanlagen auftreten können.

5.3.1 2D Grenzschichtprofil auf ebener Platte unter Rotation

Eine erster Testfall betrachtet die zweidimensionale Grenzschicht über eine ebene Platte mit einem Rotationsvektor in spannweitischer y -Richtung. Die Geschwindigkeitskomponenten in Hauptströmungsrichtung und in wandnormaler Richtung werden durch das laminare Blasius-Grenzschichtprofil vorgegeben. Der Rotationsvektor greift am Fußpunkt des Grenzschichtprofils an. Es werden lokale parallele Stabilitätsanalysen bei einer Reynolds-Zahl $Re = 350$ basierend auf der Grenzschichttrandgeschwindigkeit u_∞^* und der Blasius-Länge $\delta^* = \sqrt{\nu^* x_1^* / u_\infty^*}$ durchgeführt. Diese Werte wurden analog zu Yecko & Rossi [78] gewählt, bei denen die Referenzlänge über die Verdrängungsdicke $\delta_d^* = 1.7208 \delta^*$ definiert ist.

Abbildung 5.19a zeigt die Neutralkurven für Rossby-Zahlen $Ro = -516, -1032$ und -3097 im (β, α_r) -Diagramm (entsprechend $Ro = 300, 600$ und 1800 in [78]). Die Vorzeichenänderung in Ro gegenüber [78] ergibt sich durch die Wahl eines alternativen Bezugssystems. Zur Validierung sind auch die Neutralkurven von [78] dargestellt, mit denen die NOLOT-Ergebnisse eine hervorragende Übereinstimmung erzielen. Die Anfachungsrate ist innerhalb der Neutralkurven positiv (instabile Strömung) und außerhalb negativ (stabile Strömung). Die Tollmien-Schlichting (TS) -Instabilität, die bei hohen α_r und kleinen β auftritt, wird durch die Rotation nur geringfügig beeinflusst. Die Berücksichtigung der Rotation führt jedoch dazu, dass ein neuer Instabilitätsbereich bei kleineren α_r und höheren β entsteht. Diese neue Instabilität ist wesentlich stärker von der Rossby-Zahl abhängig als die TS-Instabilität. Die Ausdehnung dieser sog. Rotationsinstabilität steigt mit der Drehrate. Mit zunehmender Rotation verschiebt sich der Ort der maximalen Anfachungsrate zudem zu höheren Werten.

Abbildung 5.19b zeigt die Neutralkurve und die Isowerte der räumlichen Anfachungsrate $\sigma = -\alpha_i$ für $Ro = -258$. Bei dieser Drehgeschwindigkeit gehen die Bereiche von TS und Rotationsinstabilitäten ineinander über. Die maximale Anfachungsrate der Rotationsinstabilität tritt bei $\alpha_r = 0$ auf und ist deutlich größer als die maximale Anfachungsrate der TS-Instabilität bei $\beta = 0$, unabhängig von der Reynolds-Zahl. Auch hier zeigt sich, dass im Fall der Strömung entlang der ebenen Platte die Rotation eine neue Art von Instabilität erzeugt, die gegenüber

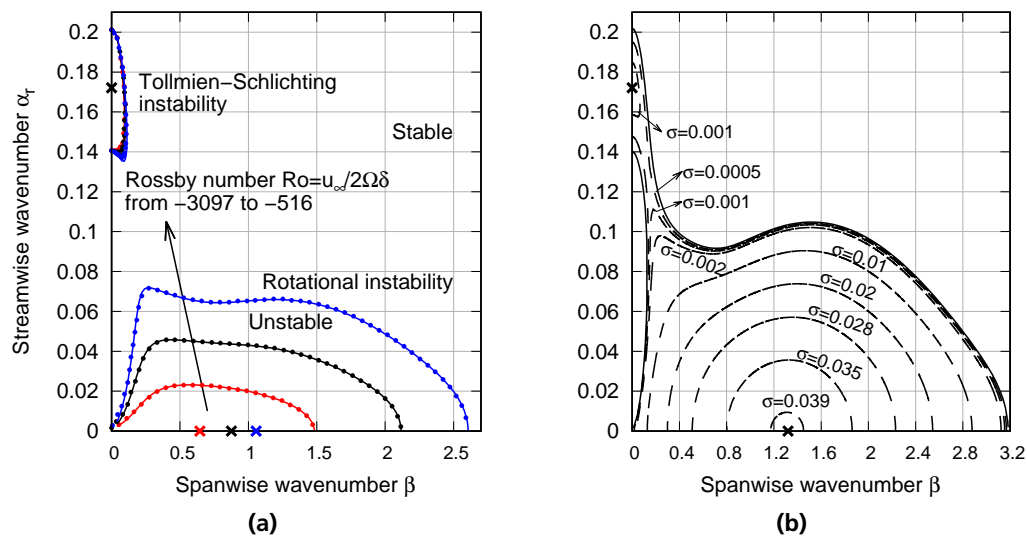


Abbildung 5.19: 2D Grenzschicht mit Rotationsvektor in y-Richtung. (a) Neutralkurven für drei Drehzahlen bei $Re = 350$. Linien repräsentieren NOLOT-Ergebnisse und Punkte die Referenzergebnisse aus [78]. (b) Neutralkurven (—) und Isowerte der räumlichen Anfachungsrate $\sigma = -\alpha_i$ (---) für $Ro = -258$. Kreuze kennzeichnen die Position der max. Anfachungsrate für jede Instabilität.

der Standard-TS-Instabilität überwiegt.

Ein weiterer Testfall betrachtet die zuvor beschriebene laminare Blasius-Grenzschicht jetzt mit einer Rotation um die wandnormale z-Achse. Dieses entspricht der Drehung des Grenzschichtprofils wie es am Rotorblatt einer Windkraftanlage auftritt. Druckgradienten und Oberflächenkrümmung treten aufgrund der Plattenströmung erneut nicht auf. Als Abstand des Grenzschichtprofils von der Rotationsachse wurden 10m angesetzt, die Rotationsrate wurde zwischen 14 und 650 Umdrehungen pro Minute variiert. Dieses entspricht in etwa den Verhältnissen an einem großen Hubschrauberrotor im Schwebeflug oder einer kleinen Windkraftanlage ohne Anströmung.

Abbildung 5.20 zeigt die Ergebnisse der Stabilitätsrechnungen in Form von Neutralkurven an zwei Positionen in Strömungsrichtung bei $Re = U\delta/\nu = 350$ und $Re = 800$ und für drei verschiedene Rotationsgeschwindigkeiten erneut gekennzeichnet durch die Rossby-Zahl Ro . Die Tollmien-Schlichting-Instabilität der zweidimensionalen ebenen Plattenströmung tritt hier nach wie vor auf, allerdings ändert sich die Ausbreitungsrichtung durch die Rotation, so dass die angefachteten Störungen nun leicht schräg zur Hauptströmungsrichtung verlaufen. Insgesamt ändern sich aber die Eigenschaften der TS-Instabilität nicht allzu sehr durch die Rotation. Als wesentlichere Folge der Rotation treten jetzt aber ebenso wie im ersten Testfall zusätzliche Instabilitäten bei größeren spannweitigen Wellenzahlen auf, die in spannweitischer Richtung und damit in etwa senkrecht zu den TS-Wellen verlaufen. Es ist offensichtlich, dass

deren Eigenschaften stärker von der Drehrate abhängen als die der Störungen durch die Tollmien-Schlichting-Wellen.

Diese Unterschiede sind deutlicher zu erkennen in der Darstellung der N-Faktor Verläufe der beiden Störungsmoden in Abbildung 5.21. Für die TS-Wellen wird der Einfluss der Rotation erst bei höheren Reynolds-Zahlen stärker, wenn in der Realität die Grenzschicht evtl. bereits umgeschlagen ist ($N > 7$). Bei den neu gefundenen Instabilitätsmoden hängt der N-Faktor Verlauf auch bei kleinen Reynolds-Zahlen bereits bei kleinen Drehraten stark von diesen ab ($3000 < Ro_{ind} < 6000$). Bei sehr kleinen Drehraten ($Ro_{ind} = 6000$) wird demnach der Umschlag durch TS-Wellen ausgelöst werden, während bei mittleren Drehraten ($Ro_{ind} = 3000$) beide Moden etwa gleichzeitig ein kritisches N-Faktor-Niveau erreichen.

5.3.2 Görtler-Instabilität auf gekrümmter Platte mit Rotation

Als nächster Fall wurde das Verfahren auf die Strömung entlang einer gekrümmten Platte mit Rotation angewendet. Auf einer gekrümmten Platte mit Krümmungsradius R^* tritt ohne Rotation die sog. Görtler-Instabilität auf, welche paarweise angeordnete, stationäre gegenläufige Längswirbel verursacht, siehe Abbildung 5.22a. Der Abstand zwischen den Wirbelpaaren definiert die Wellenlänge $\lambda^* = 2\pi/\beta^*$. Die Görtler-Instabilität wird durch Zentrifugalkräfte auf der konkav gekrümmten Oberfläche verursacht. Für die Stabilitätsanalyse wird das gleiche Geschwindigkeitsfeld wie im vorherigen Abschnitt angenommen. Für eine

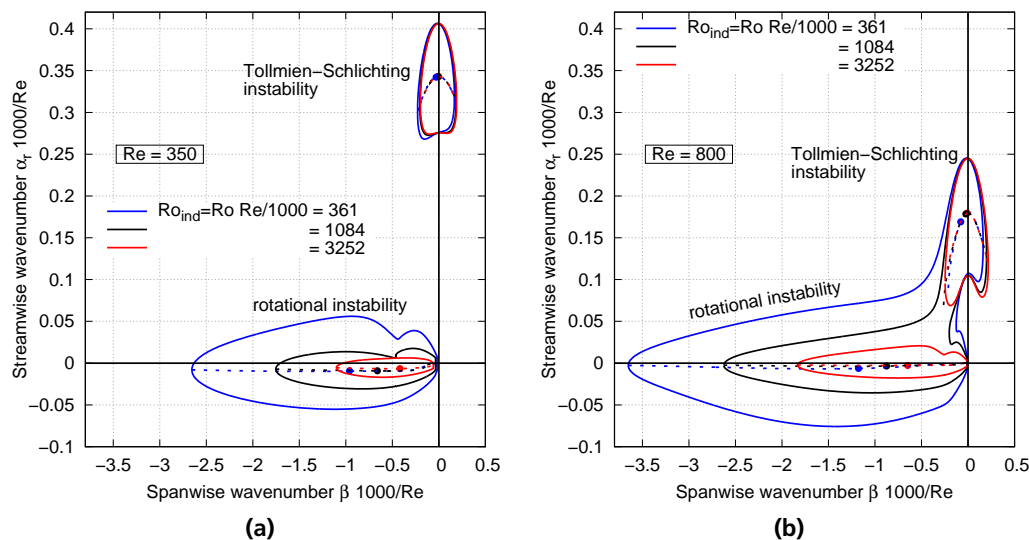


Abbildung 5.20: 2D Grenzschicht mit Rotationsvektor in z-Richtung. Neutralkurven für drei Drehzahlen bei (a) $Re = 350$ und (b) $Re = 800$.

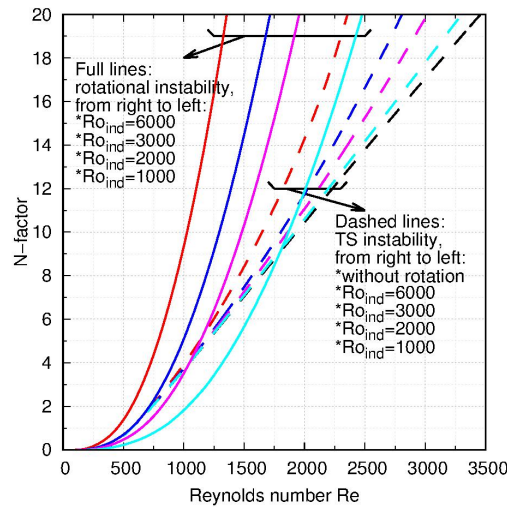


Abbildung 5.21: N-Faktor-Verläufe für die Tollmien-Schlichting-Moden und Rotationsmoden in Abhängigkeit der lokalen Reynolds-Zahl für vier Drehraten.

zeitliche Frequenz $\omega = 0$ ergibt sich die Wellenzahl in Hauptströmungsrichtung zu $\alpha_r = 0$. Der Rotationsvektor liegt in Spannweitenrichtung y und fußt im Zentrum der Krümmung. Es ist bekannt, dass die Görtler-Instabilität empfindlich auf die Art und den Ort von Eingangsstörungen reagiert. Die Erzeugung von Neutralkurven kann daher problematisch sein, weil bei niedriger Reynolds-Zahl in der lokalen Theorie ungerechtfertigte Annahmen enthalten

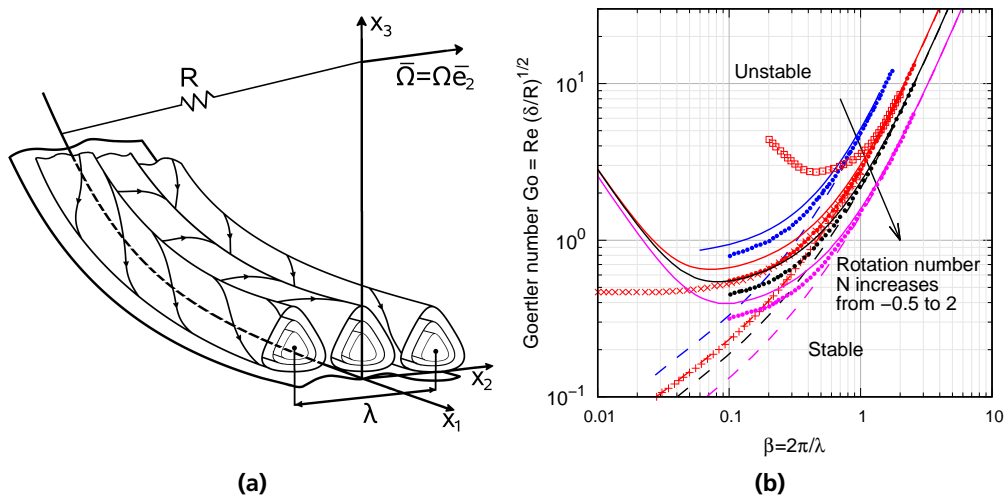


Abbildung 5.22: Görtler-Instabilität unter Rotationseinfluss. (a) Skizze, (b) Neutralkurven in Abhängigkeit der Rotationszahl N . NOLOT-Ergebnisse basierend auf (—) lokaler paralleler sowie (---) lokaler nicht-paralleler Theorie. Lokale nicht-parallele Ergebnisse aus [79] (\bullet), ($+$) und (\times) lokale nicht-parallele Ergebnisse aus [20], (\square) nicht-lokales nicht-paralleles Ergebnis aus [25].

sind und nicht-lokale Rechnungen unterschiedliche Neutralkurven für unterschiedliche Störungen generieren. Zum Zweck der Verfahrensverifikation wurde sich auf lokale parallele und nicht-parallele Rechnungen beschränkt. Die in Gl. 5.1 angegebene Görtler-Zahl wird zur Darstellung der Neutralkurven verwendet, da sie die Reynolds-Zahl und den Krümmungseinfluss berücksichtigt. Darüber hinaus bildet die Görtler-Zahl auch das Verhältnis der aufgrund der Krümmung entstehenden Zentrifugalkraft zur Reibungskraft physikalisch ab. Görtler-Wirbel treten auf, wenn die Görtler-Zahl einen kritischen Wert überschreitet.

$$Go = \frac{u_\infty^* \delta^*}{\nu^*} \sqrt{\frac{\delta^*}{R^*}} = Re \sqrt{\frac{\delta^*}{R^*}} \quad (5.1)$$

Abbildung 5.22b zeigt die Neutralkurven der Görtler-Instabilität für verschiedene Rotationszahlen $N = \Omega^* \delta^* / u_\infty^* = -0.5, 0, 0.5$ und 2 . Zum Vergleich werden numerische Referenzergebnisse aus [79, 20] (lokale nicht-parallele Theorie) und [25] (nicht-lokale nicht-parallele Theorie) dargestellt. Für $\beta > 1$ wird eine perfekte Übereinstimmung der NOLOT-Ergebnisse mit den Referenzergebnissen erreicht. Sind Rotationsvektor und Wirbelstärkevektor in der Grenzschicht entgegengerichtet ($N < 0$) tritt ein stabilisierender Einfluss der Rotation auf die Grenzschicht auf, weil der Neutralpunkt zu höheren Görtler-Zahlen verschoben wird und umgekehrt. Für $\beta < 1$ ist bekannt, dass die Anwendung der lokale Stabilitätstheorie für Görtler-Wirbel problematisch ist, was die starke Abweichung der Kurven für kleine β erklärt. Lokale parallele Rechnungen zeigen ansteigende Görtler-Zahlen der Neutralpunkte (Go_n), wenn β unter $0, 1$ sinkt. In lokalen nicht-parallelen Rechnungen ergeben sich dahingegen monoton abnehmende Görtler-Zahlen, wenn β abnimmt. Die lokalen nicht-parallelen NOLOT-Ergebnisse zeigen bei $N = 0$ eine perfekte Übereinstimmung mit den Ergebnissen aus [20] (Smith-Modell) für alle β . Für negative Rotationszahlen ist der Anstieg von Go_n bei gleicher Drehrate ($abs(N) = 0, 5$) größer als die Abnahme von Go_n für entgegengesetzte Drehung. Dieses Verhalten lässt schlussfolgern, dass Görtler-Wirbel unter Rotationseinfluss leichter stabilisiert als destabilisiert werden.

5.3.3 Dreidimensionale Grenzschicht auf rotierender Scheibe mit und ohne axiale Zuströmung

Als weiterer Testfall wurde die dreidimensionale inkompressible Grenzschicht auf einer rotierenden Scheibe bei konstanter Rotationsgeschwindigkeit Ω_0^* mit und ohne axialer Zuströmung betrachtet. Es ist bekannt, dass sich auf der rotierenden Scheibe eine laminare Region im Zentrum der Scheibe um die Rotationsachse ausbildet. Mit größerem Abstand zur Drehachse bilden sich gleichsinnig drehende Wirbel, gefolgt von einem abrupten Umschlag zur turbulenten Strömung. Die Referenzlänge l_0^* wird entsprechend der radialen Position x_1^* gewählt und die Referenzgeschwindigkeit gemäß $U_0^* = \Omega_0^* x_1^*$. Damit ergeben sich die Rossby-Zahl zu $Ro = 0.5$ und die Reynolds-Zahl zu $Re = (\Omega_0^* x_1^{*2}) / \nu_0^*$. Für eine rotierende Scheibe in einem ansonsten stillstehenden Fluid ist bekannt, dass der laminar-turbulente Umschlag bei

einer lokalen Reynolds-Zahl von $Re_L = \sqrt{Re} \simeq 287$ auftritt. Wenn nicht anders beschrieben, wurden die Stabilitätsanalysen lokal und nicht-parallel durchgeführt.

Die radialen und azimuthalen Komponenten der Grundströmung sind in Abbildung 5.23 als Funktion der Dorodnitsyn-Howarth-transformierten wandnormalen Koordinate aufgetragen. Der Effekt einer axialen Zuströmung wird durch den Parameter T_s berücksichtigt, der dem Verhältnis zwischen der aufgeprägten axialen Zuströmung und der Rotationsgeschwindigkeit der Scheibe entspricht. Ohne Zuströmung ($T_s = 0$) tritt eine Querströmungskomponente mit Wendepunkt auf. Mit zunehmender Zuströmung verliert die Querströmungskomponente ihre Wendepunktcharakteristik und die Grenzschichtdicke nimmt ab. Aus dieser ersten Analyse kann schon abgeschätzt werden, dass eine axiale Zuströmung für eine Stabilisierung der Grenzschicht sorgt.

Abbildung 5.24 zeigt die Neutralkurven für stationäre ($\omega = 0$, d.h. relativ zur rotierenden Scheibe) Störungen für den Fall mit und ohne axiale Zuströmung. Auf der x -Achse ist die lokale Reynolds-Zahl und auf der y -Achse die radiale Wellenzahl α_r (Abbildung 5.24a) und der Wellenwinkel $\varepsilon = \tan^{-1}(\beta/\alpha_r)$ (Abbildung 5.24b) aufgetragen. Zum Vergleich sind sowohl numerische Ergebnisse aus Stabilitätsuntersuchungen von Hussain *et al.* [38] angegeben als auch solche, die sich bei Vernachlässigung der Terme für die Stromlinienkrümmung und Rotationseffekte in den Stabilitätsgleichungen ergeben. Bei Berücksichtigung aller Terme in der Stabilitätsanalyse treten zwei Typen von Instabilitäten auf. In der Literatur wird die reibungsfreie „Typ I“ Instabilität mit einem Wendepunkt in der Querströmungskomponente der Grundströmung und die reibungsbehaftete „Typ II“ Instabilität mit der Stromlinienkrüm-

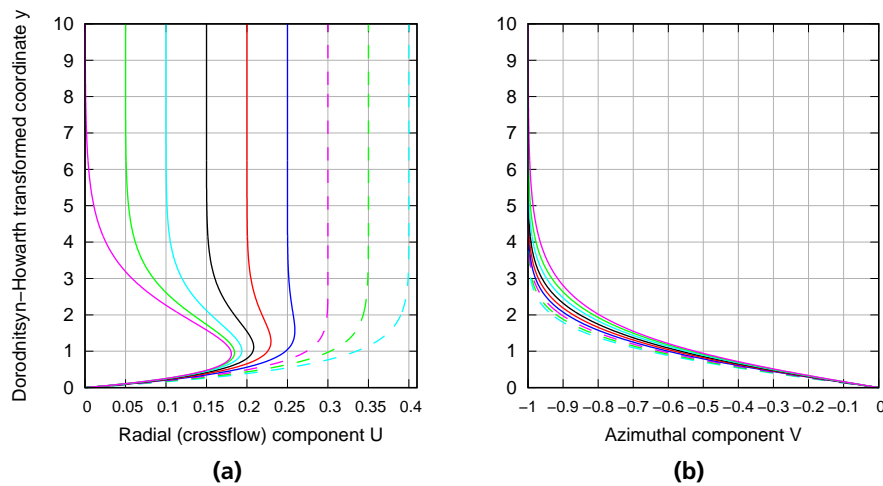


Abbildung 5.23: Grundströmung auf der rotierenden Scheibe als Funktion der Dorodnitsyn-Howarth-transformierten wandnormalen Koordinate. (a) Radiale (Querströmung) und (b) azimuthale Komponente des Geschwindigkeitsfelds. Der Durchströmparameter T_s variiert im Bereich 0 bis 0.4 in Schritten von 0.05 von links nach rechts für (a) und von rechts nach links für (b).

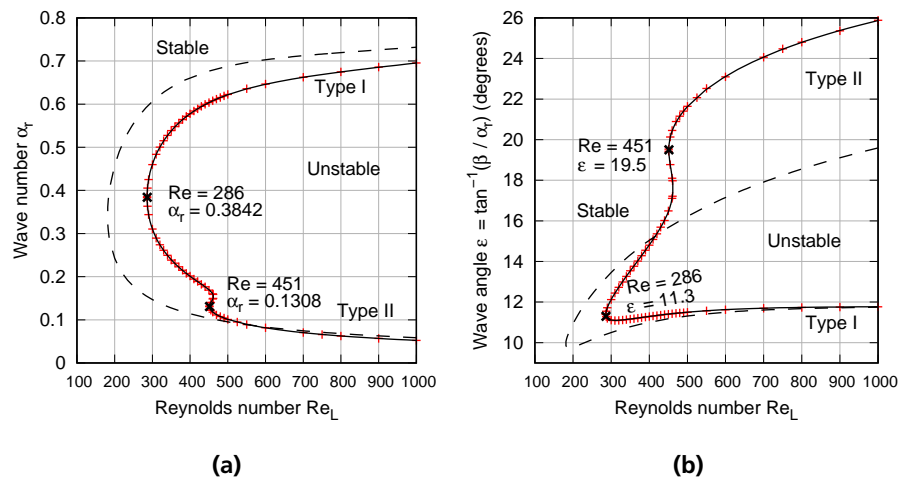


Abbildung 5.24: Neutralkurvenverlauf im (a) (Re_L, α_r) -Diagramm und (b) (Re_L, ϵ) -Diagramm an der rotierenden Scheibe für stationäre Instabilitäten ohne axiale Zuströmung. (—) Berechnung mit allen Termen, (---) Berechnung unter Annahme einer Parallelströmung ohne Stromlinienkrümmung und Rotation, (+) numerische Ergebnisse von [38].

mung in Verbindung gebracht. Die beiden Instabilitätsmechanismen weisen unterschiedliche kritische Reynolds-Zahlen auf. Wenn Stromlinienkrümmung und Rotation vernachlässigt werden, kann eine Typ II Instabilität nicht vorhergesagt werden. Darüber hinaus erhöht sich die kritische Reynolds-Zahl bei Berücksichtigung der Rotationssterme, was auf die radialen Komponenten von Coriolis- und Zentrifugalkräften, die zur Rotationsachse hin gerichtet sind, zurückzuführen sein dürfte.

In Abbildung 5.25a sind für den Fall ohne axiale Zuströmung die Neutralkurven für laufende Störungen mit Drehraten von $\omega = 2\pi f^*/\Omega^* = -5, 0, 4$ und 7.9 relativ zur Scheibe dargestellt. Zum Vergleich sind wiederum auch numerische Ergebnisse von Hussain *et al.* [38] gezeigt. Negative Frequenzen bedeuten hier, dass die Störungen sich entgegen der Richtung des Wellenvektors \vec{k} ausbreiten. Im Experiment werden stationäre Störungen ($\omega = 0$) aufgrund ihrer hohen Empfindlichkeit gegenüber Rauigkeiten nahezu immer beobachtet. Hingegen findet man laufende Störungen auch an hochgradig polierten und sauberen Scheiben. Ein wesentliches Ergebnis der Beobachtungen ist es, dass Typ II Instabilitäten für $\omega < 0$ verschwinden und große positive Drehraten zu sehr viel kleineren kritischen Reynolds-Zahlen für die Typ II Störungen führen. Der Einfluss der Drehrate ist deutlich kleiner für die Typ I Instabilitäten.

Abbildung 5.25b zeigt den Einfluss einer axialen Zuströmung auf die Neutralkurven für stationäre Störungen, wiederum im Vergleich zu numerischen Ergebnissen von [38]. Mit zunehmender axialer Zuströmung zeigt sich global ein ebenfalls zunehmender stabilisierender Einfluss. Außerdem nimmt die Bedeutung der Typ II Instabilität zu. Bei ausreichend großer Zuströmung überwiegt also der reibungsbehaftete Instabilitätsmechanismus. Übertragen auf

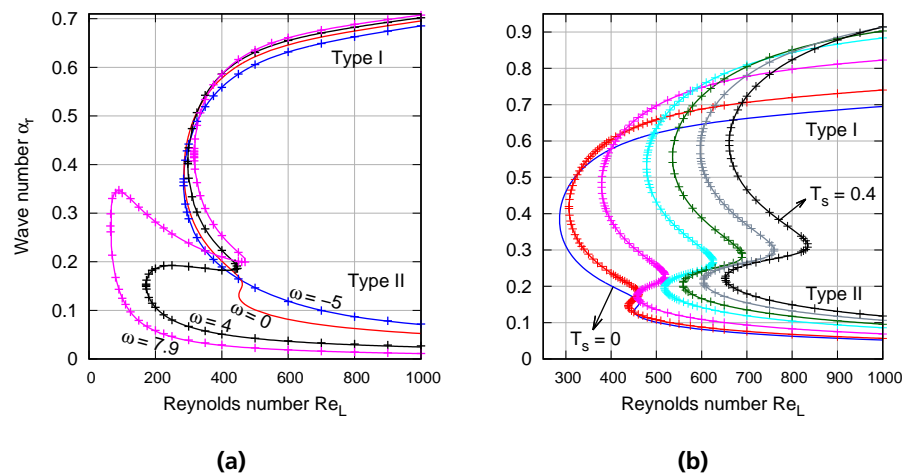


Abbildung 5.25: Neutralkurvenverlauf im (Re_L, α_r) -Diagramm für (a) laufende Instabilitäten ohne axiale Zuströmung und (b) stationäre Störungen mit axialer Zuströmung ($T_s = 0, 0.05, 0.15, 0.25, 0.3, 0.35, 0.4$, von links nach rechts zunehmend). (+) Numerische Ergebnisse von [38].

das Rotorblatt einer Windkraftanlage könnte dieses darauf hindeuten, dass mit zunehmender Durchströmung der Rotorebene eine Stabilisierung der Grenzschicht u.U. auch am Rotor auftritt. Da die Strömung am Rotor aber deutlich komplexer als die Strömung in dem hier beschriebenen Testfall ist, sollten zukünftig weitere Analysen der Instabilitäten in der tatsächlichen am Rotorblatt auftretenden dreidimensionalen Grenzschicht durchgeführt werden.

5.4 2D Tragflügel im AWB

5.4.1 Aeroakustikmessungen

Die im kleineren akustischen Windkanal AWB durchgeführten Untersuchungen dienten einerseits der Validierung der verwendeten aeroakustischen 2D Entwurfskette (NACA 64-618 vs. neue Profilkontur RoH-W-18%c37) sowie andererseits der Vorauswahl von Geräuschminderungsmaßnahmen an der Hinterkante für die nachfolgenden Messungen im DNW-NWB. Die wesentlichen Ergebnisse der AWB-Untersuchungen seien nach einer einführenden Übersicht über systembedingte Limitierungen und Gültigkeitsbereiche im Folgenden dokumentiert. Der Messaufbau mit der verwendeten akustischen Messtechnik, bestehend aus Hohlspiegelanordnung (unterhalb des Modells) und Mikrofonarray (oberhalb des Modells) ist in Abschnitt 4.2.1 gezeigt, vgl. Abbildung 4.1 (links). Ebenso ist in der Abbildung 5.8 (rechts) eine Auswahl der getesteten Hinterkantenmodifikationen wiedergegeben.

Limitierungen/Gültigkeitsbereiche der AWB-Messdaten und deren Nutzung für Validierungszwecke

In Freistrahwindkanälen mit offener Messstrecke kommt es infolge der Strahlablenkung durch das auftriebserzeugende Modell zu einer Reduktion des effektiven Anstellwinkels α , die standardmäßig durch eine entsprechende Erhöhung des geometrischen Anstellwinkels α_g im Windkanal kompensiert werden muss. Hierdurch treten in Abhängigkeit von Profilkontur und Streckung des Windkanalmodells qualitative Unterschiede zwischen gemessenen und 2D simulierten Druckverteilungen für gleiches c_a auf. Insbesondere zeigt sich dies im Windkanal in Form einer früheren Ablöseeneigung an der Hinterkante für gleiches c_a . Die im vorliegenden Experiment beobachteten Unterschiede waren größer als auf Grundlage von Vorgängermessungen erwartet, weshalb auch evtl. fertigungsbedingte Konturabweichungen der Windkanalmodelle überprüft, jedoch als vernachlässigbar befunden wurden, vgl. [95]. Eine Konsequenz der früheren Ablöseeneigung im vorliegenden Experiment war, dass der Auslegungs- c_a -Wert von $c_a = 1.15$ im Falle eines erzwungenen Umschlages nahe der Profilnase (vollturbulenter Fall im AWB realisiert durch Tripping bei 5 % auf der Saugseite und 10 % auf der Druckseite, in der Folge bezeichnet als Konfiguration FIX (5%/10%)) am NACA 64-618 nur bei Vorliegen von Hinterkantenablösung erreicht werden kann, siehe Abbildung 5.26 (unten rechts). Dies beeinträchtigt einerseits die direkte Vergleichbarkeit mit den Simulationsergebnissen. Andererseits ist zu erwarten, dass bei abgelöster Strömung Hinterkantenmodifikationen, die für angelegte Strömung ausgelegt sind, akustisch weniger effizient wirken. Daher wurde die akustische Bewertung der ausgewählten Hinterkantenmodifikationen zusätzlich auch bei niedrigeren Anstellwinkeln (d. h. bei anliegender Hinterkantenströmung und damit qualitativ ähnlicheren Druckverteilungen) durchgeführt. Diese Ablösung ist ein Artefakt im Experiment und würde unter Betriebsbedingungen erst bei deutlich höherem c_a auftreten. Im Umkehrschluss bedeutet dies, dass zu erwartende Geräuschminderungen unter Auslegungsbedingungen tatsächlich noch größer ausfallen als im AWB gemessen und eher durch die Strömungsfälle mit anliegender Strömung repräsentiert werden. Die im AWB bei $c_a = 1.15$ und erzwungenem Umschlag FIX (5%/10%) gemessenen Geräuschminderungen sind also konservativ zu werten.

Aufgrund der sehr niedrigen Reynoldszahlen im Modellversuch treten beim neuen Profil RoH-W-18%c37 designbedingt Ablöseblasen auf Saug- und Druckseite auf. Dies war aufgrund vorab durchgeführter XFoil-Simulationen erwartet und wurde– zum bestmöglichen Vergleich mit dem Fall freier Transition unter Betriebsbedingungen – im Experiment durch Turbulenzstreifen bei 42 % auf der Saugseite und 57 % auf der Druckseite, in der Folge bezeichnet als Konfiguration FIX (42%/57%), unterdrückt.

Die untere Frequenzgrenze für Hinterkantengeräuschmessungen liegt durch die Auflösung fokussierender Messsysteme (Array, Hohlspiegel) systemgegeben im AWB und vergleichbaren Messeinrichtungen bei ca. 1 kHz. Dies bedeutet, dass in den meisten Fällen das Schalldruckpegelmaximum, das nahe bzw. unterhalb dieser Frequenzgrenze liegt, von der Messung nicht erfasst wird. Der nutzbare Messbereich kann durch Vorliegen von Störgeräuschen (im

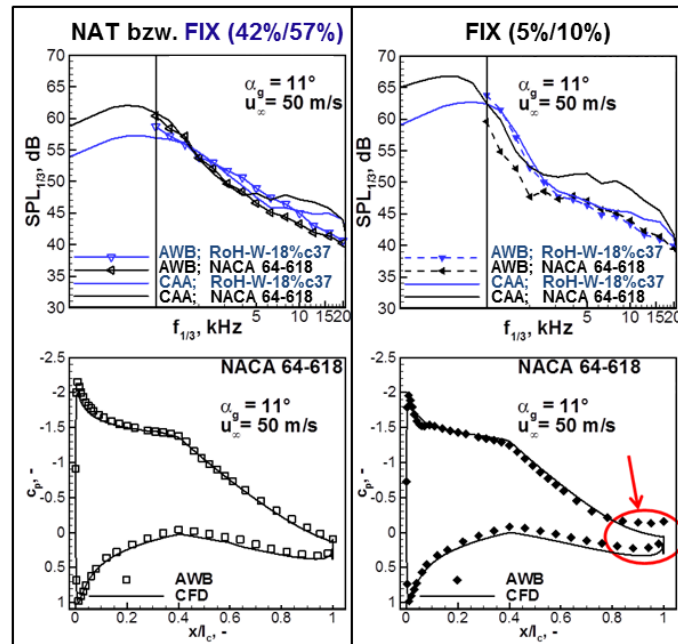


Abbildung 5.26: Messung vs. Vorhersage im gewählten Betriebspunkt; Terzschalldruckpegelspektren für beide Profile (oben) und dazugehörige Druckverteilungen am NACA-64-618-Referenzprofil (unten). Die senkrechte Linie markiert die 1-kHz-Terz. Ein geometrischer Anstellwinkel von $\alpha_g = 11^\circ$ entspricht einem aerodynamischen Anstellwinkel $\alpha = 6.7^\circ$ (NACA 64-618) bzw. $\alpha = 6^\circ$ (RoH-W-18%c37) in der Simulation.

tiefen Frequenzbereich ≈ 1 kHz beispielsweise hervorgerufen durch die seitlichen Modelleinspannungen) noch weiter limitiert werden. Für die sehr leisen Fälle mit natürlicher Transition sowie mit Geräuschminderungsmaßnahmen sind die 1-kHz-Terz und teilweise leider auch die 1.25-kHz-Terz betroffen. Hier kann die Messung von Oberflächenwechseldrücken mit Miniatur-Druckaufnehmern (z. B. Kulites) nahe der Hinterkante, kombiniert mit einer Modellierung der Schallabstrahlung ins Fernfeld Abhilfe schaffen. Im späteren NWB-Versuch war daher auch eine Instrumentierung mit im Modell integrierten Kulites vorgesehen.

Vergleich 2D CAA mit Messdaten

Abbildung 5.26 (oben) zeigt die simulierten und gemessenen Terzschalldruckpegelspektren im gewählten Betriebspunkt. NAT bedeutet entsprechend der oben gewählten Nomenklatur teillaminare Grenzschicht, d. h. natürliche Transition am NACA 64-618, äquivalent zum Fall mit erzwungener Transition FIX (42%/57%) am RoH-W-18%c37. Die Tendenzen für diese Fälle (links) werden im Frequenzbereich $1 \text{ kHz} \leq f_{1/3} \leq 5 \text{ kHz}$ durch die Simulation zufriedenstellend wiedergegeben. Wichtig ist insbesondere der korrekt vorhergesagte Überkreuzungs-

punkt der beiden Spektren fürs RoH-W-18%c37 und NACA 64-618. Wie bereits anhand der vor Messbeginn durchgeführten Simulationen (für Design- und AWB-Bedingungen) festgestellt, wird die Geräuschminderungswirkung hauptsächlich durch eine erhebliche Reduktion im Bereich des Schalldruckpegelmaximums erreicht; integral ergibt sich damit eine signifikante Minderung des unbewerteten und A-bewerteten Gesamtschalldruckpegels, obwohl das RoH-W-18%c37 teilweise im mittleren Frequenzbereich gegenüber der Referenz erhöhte Schalldruckpegel liefert. Ein Blick auf die AWB-Ergebnisse mit den gegebenen Einschränkungen zeigt, wie wichtig eine Kombination verschiedener Messverfahren (Hohlspiegel, Array zur zusätzlichen Quantifizierung von Störschall durch die seitlichen Einspannungen, Kulites und Messung der statischen Druckverteilung) mit geeigneten Simulationsverfahren für das Gesamtverständnis ist. Mittels der Simulation lassen sich im Idealfall spektrale Bereiche extrapolieren, die durch die Messung nicht abgedeckt werden können. Die Messung von Hinterkantenschall stellt nach wie vor eine extrem anspruchsvolle Messaufgabe dar, vgl. hierzu v. a. auch die Ergebnisdokumentation aus den BANC-Workshops der vergangenen Jahre [31], [34], [80], und [87]. Da die 2D Simulation im Falle des NACA 64-618 mit erzwungenem Umschlag an der Profilnase FIX (5%/10%) die tatsächlich im AWB vorliegende Druckverteilung mit Hinterkantenablösung nicht liefert, vgl. Abbildung 5.26 (unten), ist hier auch keine diese Verhältnisse korrekt wiedergebende CAA-Simulation zu erwarten. Tatsächlich ist eine abschließende Evaluation des prognostizierten Geräuschminderungseffekts des Neuentwurfs erst auf Basis der weiter unten dokumentierten NWB-Messungen mit erweitertem Gültigkeitsbereich möglich; wegen der viel größeren Modellstreckung sind die notwendigen Anstellwinkelkorrekturen deutlich kleiner, so dass das Problem einer verfrühten Ablösung im Arbeitspunkt nicht auftrat, siehe Abschnitt 5.5.2.

In Abbildung 5.27 sind für drei verschiedene Anstellwinkel im AWB die gemessenen und simulierten Terzschalldruckpegelspektren (oben fürs NACA 64-618, unten fürs RoH-W-18%c37 jeweils für unterschiedliche Grenzschichtausprägung gezeigt. Die Übereinstimmung zwischen Messung und Simulation für den Profilneuentwurf RoH-W-18%c37 ist insgesamt exzellent. Die gewählte Auftragsart demonstriert den bereits angesprochenen erheblichen Einfluss der Transitionslage auf die Schallabstrahlung. Die vorhergesagten Pegeldifferenzen werden innerhalb der erwähnten Gültigkeitsbereiche der Messung sehr gut repräsentiert. Im hohen, für den Gesamtschalldruckpegel irrelevanten Frequenzbereich um 10 kHz werden für das RoH-W-18%c37 teils zu hohe Pegel vorhergesagt.

Für das Referenzprofil in Konfiguration FIX (5%/10%) treten größere Abweichungen zwischen gemessenen und vorhergesagten Spektren auf. Mit Ausnahme des Falls $\alpha_g = 11^\circ$ werden zumindest die gemessenen spektralen Verläufe im Bereich des Pegelmaximums durch die Simulation gut wiedergegeben. Für $\alpha_g = 4-7^\circ$ waren keine Hinterkantenablösungen ersichtlich. Dies legt die Vermutung nahe, dass die Grenzschicht (möglicherweise hervorgerufen durch ein Überspringen des Trippings mit späterem laminar/turbulentem Umschlag) auf der Druckseite nicht korrekt in der Simulation repräsentiert ist. Eine abschließende Klärung erfordert den Abgleich mit gemessenen Grenzschichtprofilen, die leider erst nach Projektende für weitere Analysen vorlagen, vgl. Abschnitt 5.4.2.

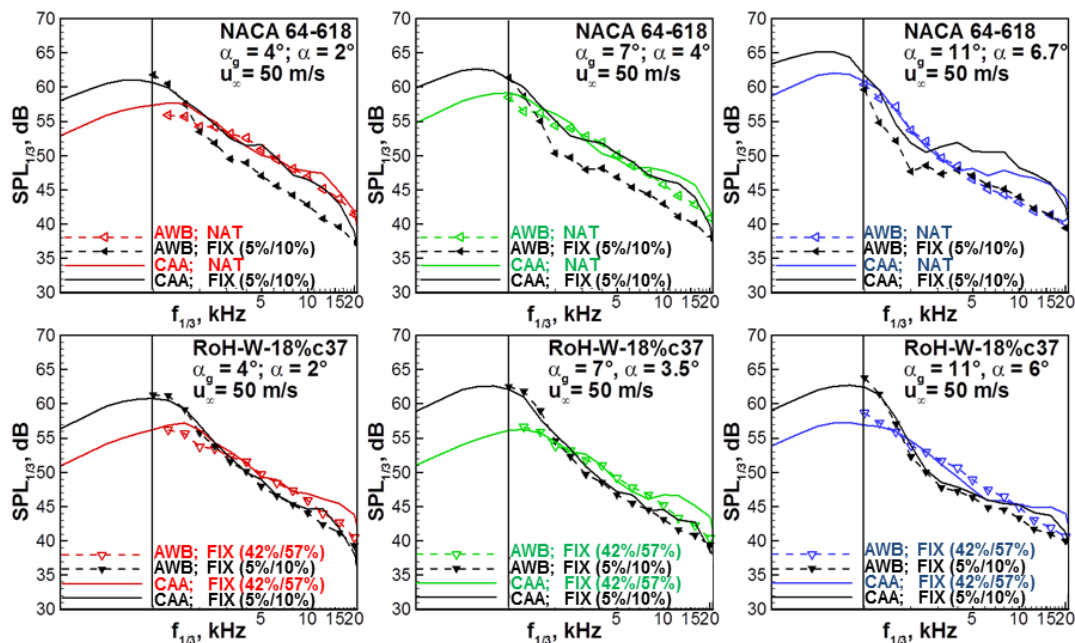


Abbildung 5.27: Vergleich der CAA-Vorhersage mit AWB-Messergebnissen (Hohlspiegeldaten). Die senkrechte Linie markiert die 1-kHz-Terz.

Zur kontinuierlichen Überprüfung und Absicherung der 2D CFD/CAA Vorhersagequalität wurden daher projektbegleitend auch weitere Vorhersagen für andere im Rahmen von BANC freigegebene Windkanalmessdaten aus 2D Profilvermessungen durchgeführt. Von Interesse waren v. a. die neuen BANC-IV-Testfälle #6 und #7[87]. Diese betreffen 2D NACA 64-618-Messungen der DTU Wind Energy im Virginia Tech Stability Wind Tunnel bei größerer Profilsehnenlänge (0.6 m) als im AWB und NWB, jedoch vergleichbar niedriger Windgeschwindigkeit und niedrigem Anstellwinkel sowie freier Transition[19]. Abbildung 5.28 zeigt die im Rahmen von Blindvorhersagen erzielten Ergebnisse des DLR im Vergleich zu den Messungen und vorliegenden semi-empirischen Vorhersagen seitens DTU Wind Energy. Auch hier sind die für den Gesamtschalldruckpegel maßgeblichen Maximalpegel sehr gut getroffen.

Vorerprobung von passiven Lärminderungstechnologien aus der Luftfahrt im AWB (2D) und Nachweis für Auswahl im NWB (3D)

Abbildung 5.29 zeigt das erzielbare Geräuschminderungspotential durch ausgewählte Hinterkantenmodifikationen im Vergleich zu den Referenzkonfigurationen NACA 64-618 und RoH-W-18%c37 mit erzwungener Transition an der Profilnase FIX (5%/10%) sowie RoH-W-18%c37 mit teillaminarer Grenzschicht FIX (42%/57%). Es ist ersichtlich, dass der Hinterkan-

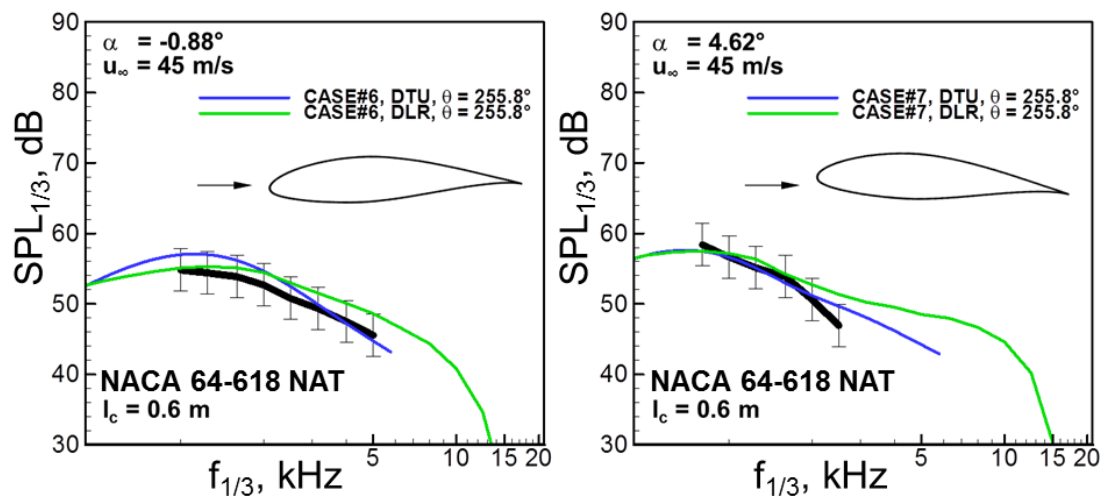


Abbildung 5.28: Ergebnisse des BANC-IV-Workshops für die beiden NACA-64-618-Testfälle. Messergebnisse (Arraymessungen im VT Stability Wind Tunnel mit Kevlar-Messstrecke) mit Fehlerbalken in schwarz.

tenschall der bereits sehr leisen Profile noch erheblich gemindert werden kann. Insbesondere Bürstenmodifikationen liefern signifikante Minderungen von 4–8 dB über weite relevante Frequenzbereiche. Zum Vergleich mit den hier ausgewählten Modifikationen (Bürsten, Kämme, mikroperforierte Bleche) wurden auch verschiedene Varianten von Hinterkantenabzahnungen getestet. Diese derzeit von der Industrie favorisierte Lösung erweist sich als effizient im relevanten tiefen bis mittleren Frequenzbereich, ist aber deutlich anfälliger hinsichtlich der Störschallerzeugung bei wechselnden Anströmbedingungen (siehe Variante 'Serration randomisiert 1'). Mikroperforationen erreichen insgesamt geringere breitbandige Geräuschminderungen als Bürsten oder Kämme, wirken aber noch zuverlässig bei Vorliegen von Hinterkantenablösung (NACA 64-618 FIX (5%/10%) bei $\alpha_g = 11^\circ$). Die Vermutung ist, dass das Eigengeräusch der Mikroperforationen bei anliegender Strömung die Geräuschminderungswirkung im mittleren und hohen Frequenzbereich teilweise maskiert. Insgesamt wurden 25 verschiedene Hinterkantenmodifikationen getestet, wobei sich Bürstenmodifikationen als akustisch effizienteste Lösung bei unveränderter statischer Profildruckverteilung erwiesen. Ihre Umsetzung im NWB-Test wurde entsprechend priorisiert. Die vollständige Dokumentation der AWB-Messungen findet sich in den Referenzen [95] und [96].

5.4.2 Lagrangian Particle Tracking mittels MP-STB im AWB

Die umfangreichen Partikelbilddaten der MP-STB Messungen im AWB wurden in der Abteilung AS-EXV des DLR in Göttingen auf mehreren Linux-Rechenclustern ausgewertet. Nach jeweils vier MP-STB-Iterationen konnten ca. 25 000 momentane Partikeltracks pro Zeitpunkt

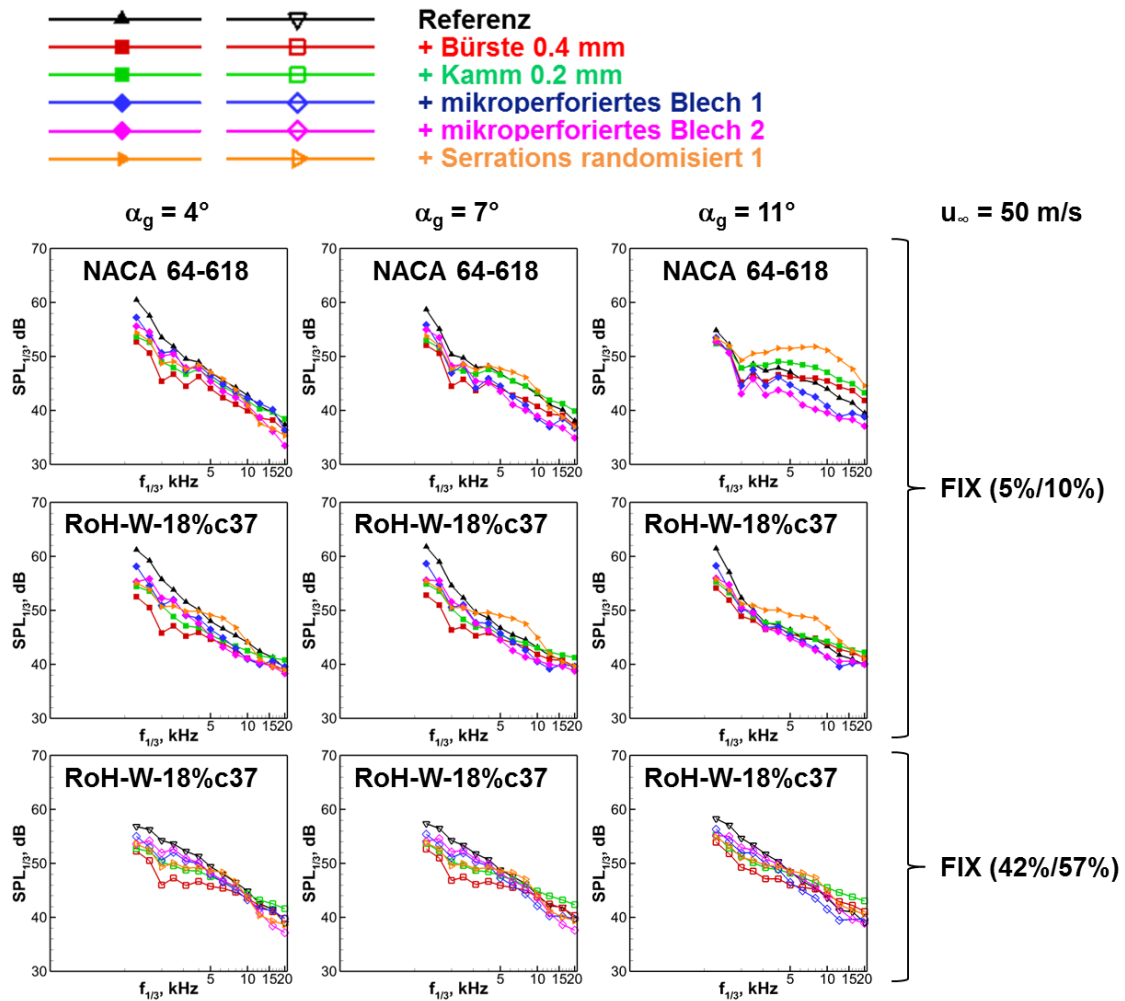


Abbildung 5.29: Effekt ausgewählter Hinterkantenmodifikationen auf das Terzschalldruckpegelspektrum (Hohlspiegeldaten) für beide Profile und variierende Grenzschichtausprägung.

erfolgreich identifiziert werden. Momentane Ergebnisse der Partikeltracks und die zugehörigen Strömungsstrukturen, die aus interpolierten FlowFit-Daten in einem regulären Gitter erhalten wurden, werden für drei priorisierte Strömungskonfigurationen in den Abbildungen 5.30 und 5.31 gezeigt.

Die momentanen MP-STB-Ergebnisse wurden über die gesamten Aufnahmesequenzen (bis zu 60 000 Aufnahmen pro Strömungskonfiguration) in kleinen 2D Bins gesammelt, um die drei Komponenten der Durchschnittsgeschwindigkeit und die sechs der Reynoldsschen Schubspannungen mittels Ensemble-Mittelwertberechnung respektive durch Subtraktion der lokalen Mittelwerte von jedem momentanen Partikeltrack zu bestimmen. Eine Anzahl von ca. 10 000 Tracks pro Bin reicht aus, um die durchschnittlichen Strömungseigenschaften lokal

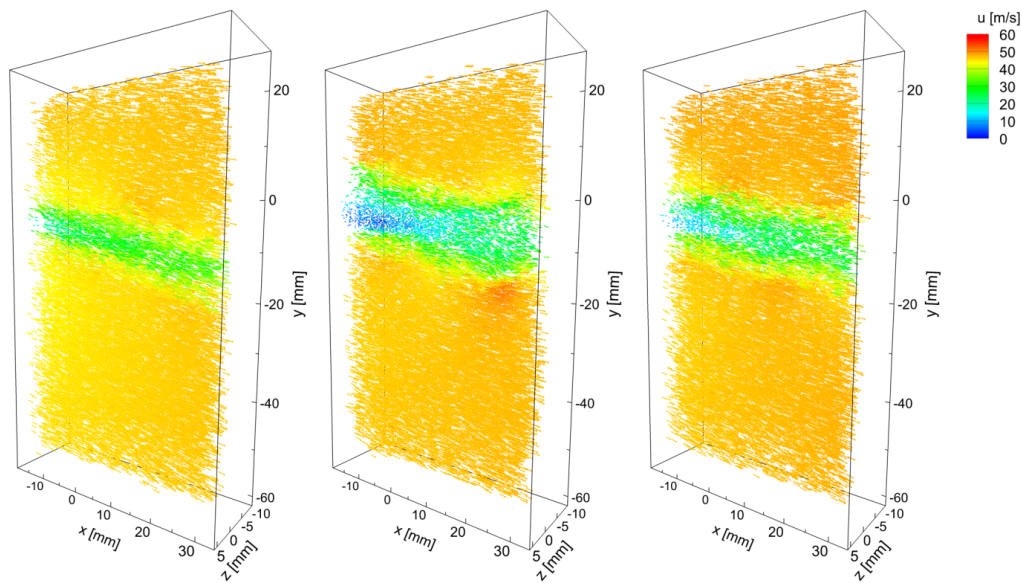


Abbildung 5.30: Momentane 3D Partikeltracks (farbkodiert mit der u -Geschwindigkeit) im Messvolumen des unmittelbaren Nachlaufs der Flügelhinterkante von drei Konfigurationen bei 50 m/s Anströmgeschwindigkeit und $\alpha_g = 7.5^\circ$; NACA-64-618-Profil ohne Grenzschichttripping (links), NACA-64-618-Profil mit Grenzschichttripping (mittig) und RoH-W-18%c37-Profil ohne Grenzschichttripping (rechts).

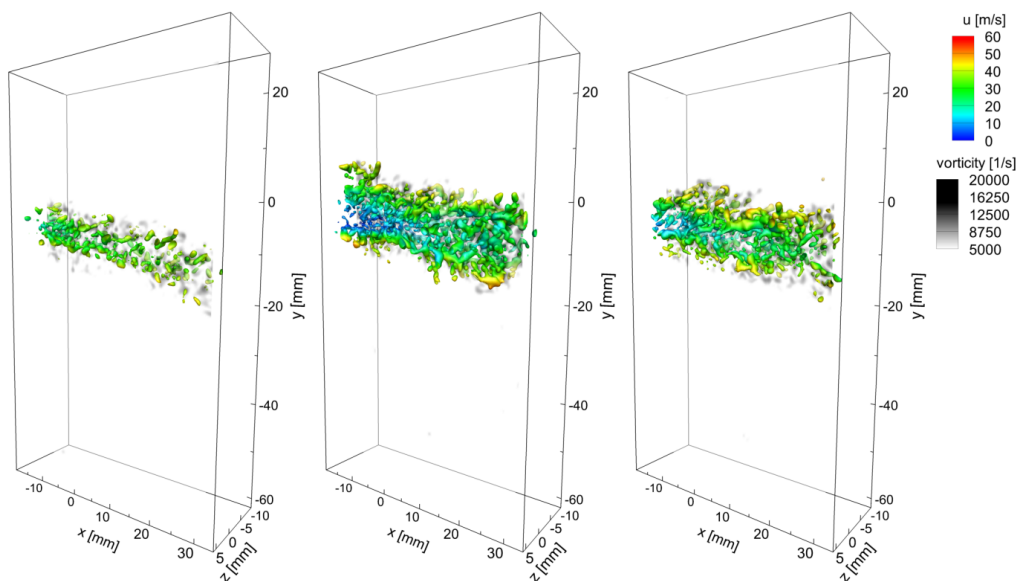


Abbildung 5.31: Momentane Isokonturflächen der Wirbelidentifikation nach dem Q-Kriterium Q ($45\,000\,000\ 1/s^2$) aus den FlowFit-Interpolationen der in Abbildung 5.30 gezeigten Partikeltracks und zugehörigen Strömungen. Die Isokonturflächen wurden mit der u -Geschwindigkeitskomponente farbkodiert. Konturen des Betrags der Wirbelstärke sind zusätzlich in der Ebene bei $z = 0$ mit einer schwarz-weiß Kodierung angezeigt.

genau zu ermitteln. Bezogen auf die Gesamtzahl der verfügbaren Tracks über die Aufnahmesequenz (ca. 1.5 Milliarden) und angesichts der untersuchten Volumengröße wurde eine Binsgröße von 8×8 px ($\sim 180 \times 180 \mu\text{m}^2$) entlang der x - und y -Richtung ausgewählt, um die durchschnittlichen 2D Felder in Abbildung 5.32 und Abbildung 5.33 zu generieren. Die spannwitige z -Achsenrichtung kann hier bei einer 2D Strömung im Mittel als homogen im strömungsphysikalischen Sinne angenommen werden.

Für die Bewertung der eindimensionalen Profile entlang der y -Achse wurden in x -Richtung elongierte Bins von etwa $3 \text{ mm} \times 11 \mu\text{m}$ (135×0.5 px) gewählt, die auch garantieren, dass 10 000 statistisch unabhängige Proben im Durchschnitt pro Bin vorhanden sind, wobei die räumliche Auflösung senkrecht zu den Scherschichten der Grenzschichtnachläufe hinter

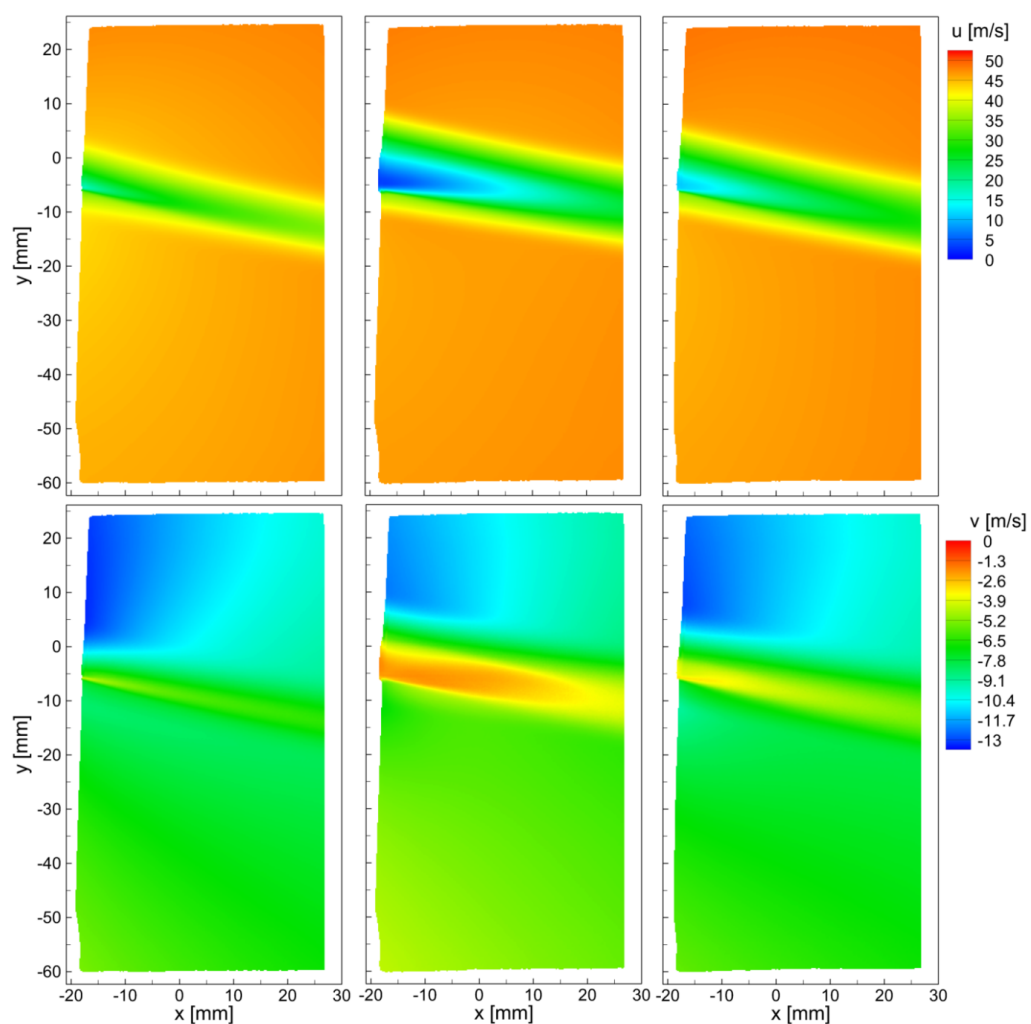


Abbildung 5.32: Zweidimensionale Bin-Mittelung der u - (oben) und v - (unten) Geschwindigkeitskomponente der drei in Abbildung 5.30 genannten Strömungskonfigurationen. Bin-Mittelung auf einem Gitter mit 8×8 px² entsprechend $180 \times 180 \mu\text{m}^2$ Größe.

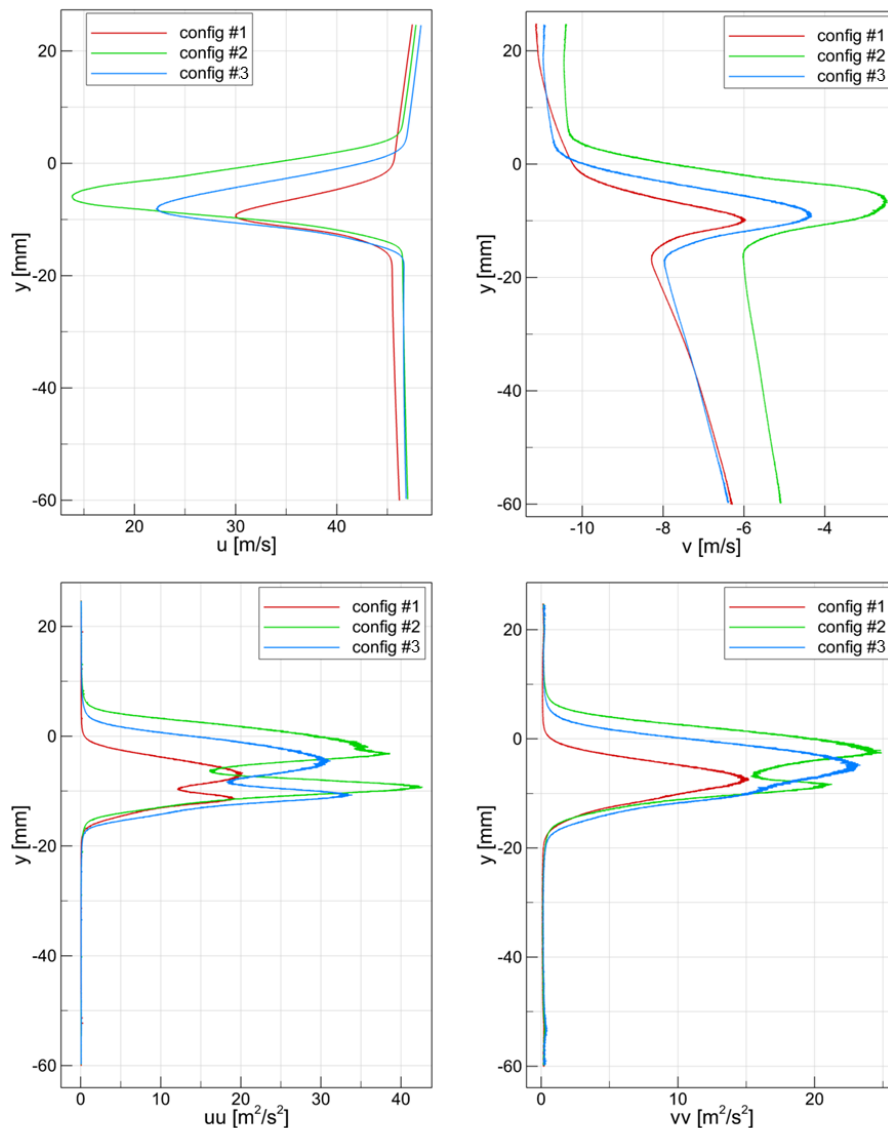


Abbildung 5.33: Hochaufgelöste Geschwindigkeits- und Reynoldssche Schubspannungsprofile der drei in Abbildung 5.30 genannten Konfigurationen entlang der y -Achse bei $x = 5$ mm. Oben links und rechts: Mittlere u - und v -Geschwindigkeitsprofile. Unten links und rechts: Mittlere Reynoldssche Schubspannungen $u'u'$ und $v'v'$. Bin-Größe in y -Achsenrichtung: $11 \mu\text{m}$.

der Hinterkante der Flügel mit $11 \mu\text{m}$ außerordentlich hoch gewählt werden konnte. Nach diesem Ansatz erhaltene Profile sind in Abbildung 5.33 gezeigt.

Im Anhang A sind die in 2D Bins Ensemble-gemittelten Geschwindigkeitsfeldergebnisse aus den umfangreichen momentanen 3D Partikeltracks für unterschiedliche Konfigurationen dargestellt, vgl. Abbildungen A.1 bis A.3.

Weitere Messreihen u. a. mit Serrations und Bürsten an der Hinterkante des NACA-64-618-Profils wurden ausgewertet, können hier aber aufgrund der Vielzahl der Ergebnisse nicht dargestellt werden. Die Effekte der o. g. Lärminderungsmaßnahmen auf das Strömungsfeld im Nachlauf der beeinflussten Hinterkante ist hierbei von besonderem Forschungsinteresse.

Wichtige Informationen zum Verständnis der akustischen Wirkung von Strömungsstrukturen an der Hinterkante von umströmten Flügeln liefern die 3D Zwei-Punkt-Korrelationen von einzelnen Geschwindigkeitskomponenten sowie der Komponenten der Wirbelstärke (insbesondere der in spannweitiser bzw. hier in z -Richtung). Ein vorläufiges Ergebnis einer 3D Zwei-Punkt-Korrelation der u' -Komponente der Geschwindigkeit, die mittels der Partikeltracks aus der MP-STB Messung und entsprechender Bin-Mittelung um einen in Abbildung 5.34 (links) mit einem schwarzen Punkt angegebenen Referenzpunkt für die Flügelkonfiguration aus Abbildung A.3 berechnet wurde, ist in Abbildung 5.34 (rechts) dargestellt. Die Korrelationskoeffizienten zeigen eine deutliche Ausdehnung des Gebietes positiver Korrelation mit einem kleinen Öffnungswinkel zur Richtung der Scherschicht an, wie es für die Komponente in Strömungsrichtung in turbulenten Scherschichten zu erwarten ist. Die beim DLR AS-EXV entwickelte 3D Zwei-Punkt-Korrelationstechnik auf Basis von 3D Partikeltracks wird zukünftig noch für mehrere Referenzpunkte und unterschiedliche Flügel- bzw. Strömungskonfigurationen auf Basis der Ergebnisse dieser MP-STB Messungen angewendet werden. Die Ergebnisse werden, unter Berücksichtigung der Mittelwerte der Geschwindigkeitsfelder und Reynoldsschen Schubspannungen, zur Validierung respektive weiteren Verfeinerung der verwendeten akustischen Simulationsmethoden dienen.

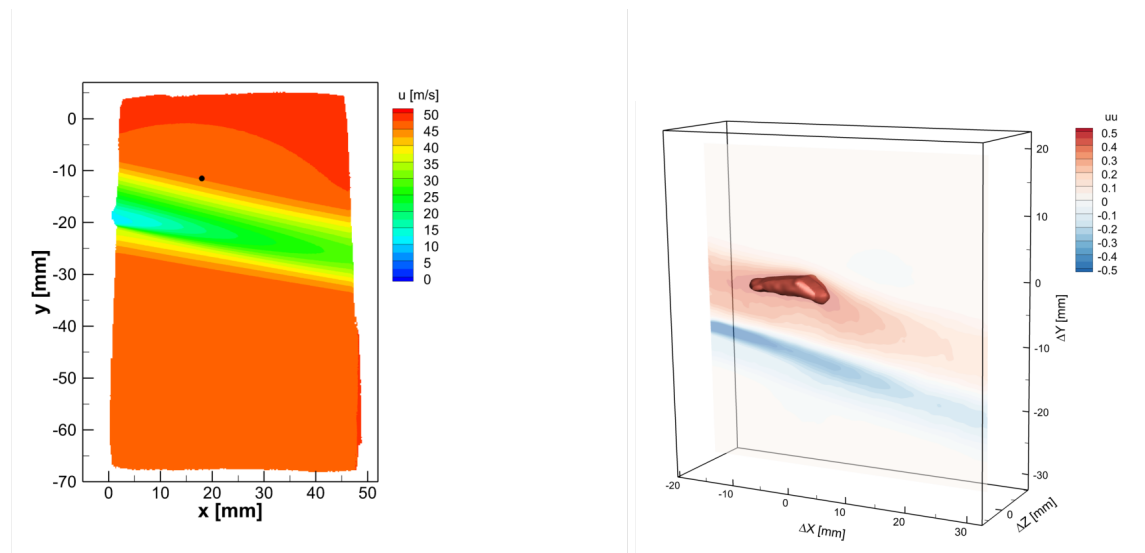


Abbildung 5.34: Referenzpunktposition der 3D Zwei-Punkt-Korrelation im u -Mittelwertfeld des RoH-W-18%c37-Profilnachlaufs bei 7.5° Anstellwinkel (links) und Verteilung der positiven und negativen Koeffizienten R_{uu} im Raum um den Referenzpunkt, die eine ausgedehnte kohärente Struktur mit positiver Korrelation erkennen lässt (rechts).

5.5 3D Blattspitzenmodelle im DNW-NWB

Aufgrund der Fülle des Programms ist die detaillierte Datenaufbereitung und allumfängliche Auswertung der Windkanaltestdaten zu Projektende noch nicht abgeschlossen. Der folgende Text nimmt daher in der Hauptsache Bezug auf die in Abschnitt 1.2.2 genannten drei wissenschaftlich-technischen Teilziele und erläutert deren Zielerreichung anhand repräsentativer Ergebnisse und Abbildungen. Die Datenauswertung wird im Rahmen von Nachfolgeprojekten weiter vorangetrieben und es sind bereits weitere Publikationen zu Teilaspekten der Messungen in der Konzeption, vgl. z. B. Referenzen [85, 86].

5.5.1 Aerodynamikmessungen in geschlossener Messstrecke

Aerodynamische Bewertung des Profilentwurfs RoH-W-18%c37

Im Rahmen der Aerodynamikmessungen in der geschlossenen Messstrecke wurde anstelle des in Abbildung 5.38 gezeigten Vielfach-Sondenhalters mit 5-Loch-Sonden zusätzlich ein spezieller Rechen mit Gesamtdrucksonden montiert. Mit diesem ist es möglich, mit höherer Genauigkeit die Widerstandscharakteristik des dem Windkanalmodell zugrundeliegenden Profilschnittes aus dem Profilmachlauf zu bestimmen.

Die widerstandsarme Auslegung des RoH-W-18%c37 erfolgte für eine wesentlich höhere Reynoldssche Zahl von $Re = 7\text{--}11.5$ Mio. und etwa $c_a = 1.05$. Da die Reynoldszahl im NWB aufgrund der im Hinblick auf bestmögliche Qualität der Akustikdaten gewählten kleinen Modellabmessungen und den maximal möglichen Anströmgeschwindigkeiten im Windkanal lediglich $Re = 1.8$ Mio. betrug, bildet die an dem Profilentwurf RoH-W-18%c37 realisierte Druckverteilung widerstandsträchtige sogenannte Ablöseblasen aus. Um diese und damit untypisch große Widerstandsbeiwerte zu vermeiden, wurden gezielt Rauigkeiten in Form von Zackenbändern aufgebracht, die den laminar-turbulenten Übergang der Grenzschicht erzwingen, bevor sich eine laminare Ablöseblase ausbildet. Auf der Saugseite des RoH-W-18%c37 war die Position $x/l_c = 0.42$, auf der Druckseite $x/l_c = 0.60$. Am NACA 64-618 war diese Maßnahme aufgrund der anderen Profildruckverteilung nicht erforderlich.

Abbildung 5.35 zeigt im linken Teil die gemessenen Polaren des NACA 64-618 und RoH-W-18%c37 bei teil-laminarer Grenzschicht. Das angestrebte Ziel, mit dem RoH-W-18%c37 niedrige Widerstände auch bei hohen Auftriebsbeiwerten im Vergleich zum NACA 64-618 zu erzielen, ist im Vergleich deutlich erkennbar. Es wird ein Maximalauftrieb von etwa $c_a = 1.5$ erzielt, am NACA 64-618 von etwa $c_a = 1.2$. Der Vergleich mit der Theorie ist im rechten Bildteil zu sehen. Sehr gut ist der Beginn der Widerstandszunahme, der sogenannte untere Laminardellenrand, an beiden Profilen wiedergegeben, bei $c_a = 0.45$ bzw. $c_a = 0.1$. Bei diesen Auftriebsbeiwerten verliert die Profildruckseite schnell widerstandsarme laminare

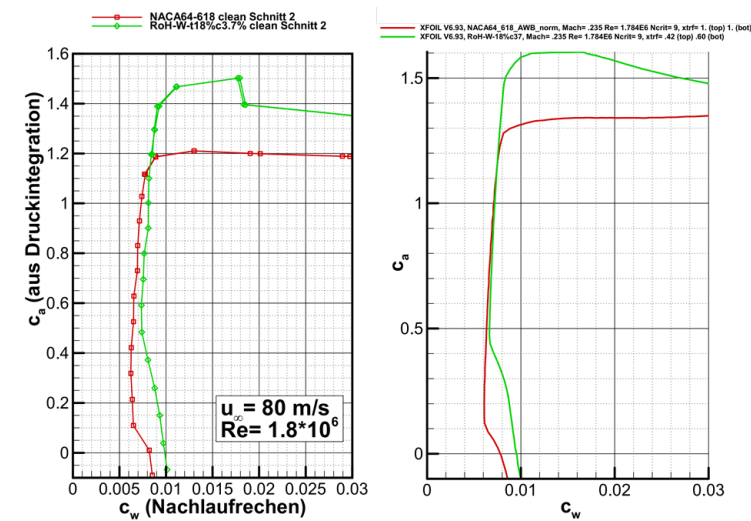


Abbildung 5.35: RoH-W-18%c37 vs. NACA 64-618, $Re = 1.8 \text{ Mio.}$ Transition frei. Extrahierte Profilpolare aus Messung mit Nachlaufrechen (Profil- c_a aus Integration der lokalen Druckverteilung) sowie XFOIL-Simulation zum Vergleich.

Grenzschichtauflänge, so dass der Widerstand schnell ansteigt. Die angestrebten entscheidenden Widerstandsvorteile des RoH-W-18%c37 gegenüber dem NACA 64-618 werden prinzipbedingt erst bei Auftriebsbeiwerten größer $c_a = 1.2$ sichtbar aufgrund der im Experiment erheblich niedrigeren Reynoldsschen Zahl. Die Maximalauftriebe beider Profile werden von der Theorie um etwa $\Delta c_a = 0.1$ größer als im Experiment berechnet. Dabei muss allerdings berücksichtigt werden, dass es sich im Experiment um einen Halbflügel handelt, der die Strömungsverhältnisse speziell bei hohen Auftriebsbeiwerten nicht wie in der Theorie abbildet, die von reinen 2D Bedingungen ausgeht. Die Charakteristik der Auftriebsentwicklung um den Maximalauftrieb herum stimmt gut mit der Theorie überein.

Im weiteren Verlauf des Experiments wurden Verhältnisse simuliert, die die Kontamination und Erosion der Flügelnase mit ihren zusätzlichen Rauigkeiten wiedergeben. Dies erfolgte mit dem schon oben erwähnten Zackenband. Auf der Saugseite des RoH-W-18%c37 war die Position $x/l_c = 0.05$, auf der Druckseite $x/l_c = 0.10$.

Abbildung 5.36 zeigt im linken Teil die gemessenen Polaren des NACA 64-618 und RoH-W-18%c37 bei nahezu vollständig turbulenter Grenzschichtentwicklung. Das angestrebte Ziel, mit dem RoH-W-18%c37 niedrige Widerstände auch bei hohen Auftriebsbeiwerten im Vergleich zum NACA 64-618 zu erzielen, ist auch in diesem Vergleich erkennbar. Am Auslegungspunkt von etwa $c_a = 1.05$ werden große Widerstandsvorteile des RoH-W-18%c37 gegenüber dem NACA 64-618 realisiert. Allerdings liegt das Niveau der Maximalauftriebe niedriger bei gleichzeitig größeren Widerstandsbeiwerten gegenüber teil-laminaren Grenzschichtverhältnissen. Es wird ein Maximalauftrieb von etwa $c_a = 1.15$ erzielt, am NACA 64-618 von etwa $c_a = 1.05$. Der Vergleich mit der Theorie ist im rechten Bildteil zu sehen. Auch hier werden die angestrebten Widerstandsvorteile des RoH-W-18%c37 gegenüber

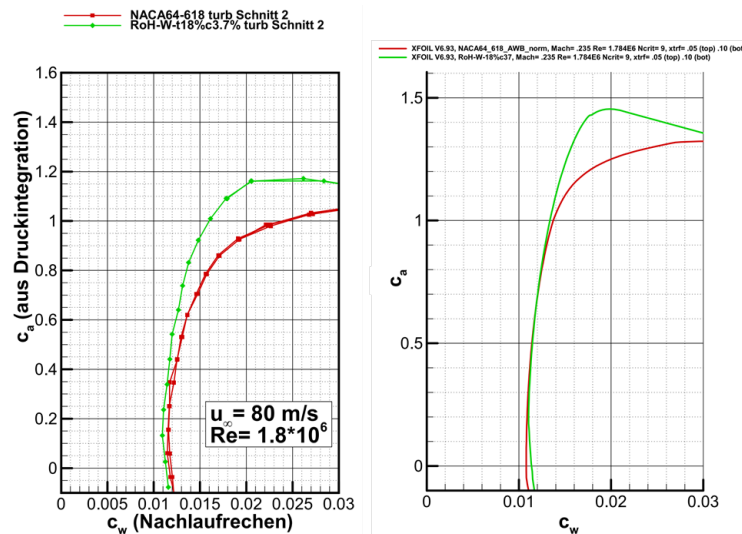


Abbildung 5.36: RoH-W-18%c37 vs. NACA 64-618, $Re = 1.8$ Mio. Transition 5 % / 10 %. Extrahierte Profilpolare aus Messung mit Nachlaufrechen (Profil- c_a aus Integration der lokalen Druckverteilung) und XFOIL-Simulation zum Vergleich.

dem NACA 64-618 gut wiedergegeben. Die Maximalauftriebe beider Profile werden von der Theorie um etwa $\Delta c_a = 0.3$ größer als im Experiment berechnet. Auch hier gilt das schon oben Gesagte, dass der im Experiment verwendete Halbflügel reine zwei-dimensionale Bedingungen nur bedingt abbildet.

Aerodynamische Bewertung der Wingletentwürfe

Die Bewertung der Wingletentwürfe geschieht auf Basis der prozentualen Verbesserung des Verhältnisses von Auftrieb zu Widerstand (Gleitzahl) über dem Anstellwinkel. Hierfür wurden gemäß Abbildung 5.37 folgende 12 Fälle ausgewertet:

1. Referenzgeometrie mit RoH-W-18%c37-Profilierung, 60m/s, ohne Grenzschichtbeeinflussung als Basis;
2. Winglet 'UP', 60m/s, ohne Grenzschichtbeeinflussung;
3. Winglet 'DOWN', 60m/s, ohne Grenzschichtbeeinflussung;
4. Referenzgeometrie mit RoH-W-18%c37-Profilierung, 80m/s, ohne Grenzschichtbeeinflussung als Basis;
5. Winglet 'UP', 80m/s, ohne Grenzschichtbeeinflussung;

6. Winglet 'DOWN', 80m/s, ohne Grenzschichtbeeinflussung;
7. Referenzgeometrie mit RoH-W-18%c37-Profilierung, 60m/s, voll turbulent als Basis;
8. Winglet 'UP', 60m/s, voll turbulent;
9. Winglet 'DOWN', 60m/s, voll turbulent;
10. Referenzgeometrie mit RoH-W-18%c37-Profilierung, 80m/s, voll turbulent als Basis;
11. Winglet 'UP', 80m/s, voll turbulent;
12. Winglet 'DOWN', 80m/s, voll turbulent.

Die Leistung der verschiedenen Konfigurationen wurde in der Auswertung immer auf den jeweiligen Referenzfall mit RoH-W-18%c37-Profilierung ohne Winglet bezogen, um die Auswirkung des Winglets sichtbar zu machen. Die Auswertung der Messdaten ergibt eine Verbesserung der Leistung im normalen Betriebsbereich bis hin zum maximalen Auftrieb. Die berechneten 6 % Steigerung werden nicht erreicht, jedoch zeigt sich in den Fällen ohne Grenzschichtbeeinflussung ('no Tripping') eine Verbesserung von bis zu 4 % in den Messungen. Die Fälle mit Grenzschichtbeeinflussung in voll turbulenter Strömung ('Full Turb') zeigen für das Winglet 'DOWN' die besten Ergebnisse mit ebenfalls bis zu 4 % Leistungssteigerung. Das Winglet 'UP' ist im turbulenten Fall weniger effizient, erreicht aber noch ca. 2 % über den Betriebsbereich. Diese Leistungssteigerung kann auf den kompletten Flügel umgerechnet werden; aufgrund der in Abschnitt 5.1.3 erläuterten *Re*-bedingten Unsicherheiten liefert eine solche direkte Übertragung der Windkanalergebnisse lediglich eine konservative Abschätzung der Tendenzen. Da nur 1/5 des Flügels betrachtet wurde, die Leistungsverbesserung jedoch auf den gesamten Tragflügel wirkt, kann die prozentuale Steigerung nur ein Fünftel des Gesamtwiderstandes beeinflussen und muss somit durch 5 geteilt werden. Damit ergibt die Steigerung von 4 % für den Außenflügel eine ungefähre Steigerung von 0.8 % für den Gesamtflügel und somit für die gesamte WEA.

Vermessung des Nachlaufs im Bereich des Blattspitzenwirbels mit 5-Loch-Sondenrechen

Die Vermessung des Strömungsfelds erfolgte in definierten Schnitten stromab der Blattspitze für alle Varianten bei $\alpha_g = 7^\circ$ (entsprechend $\alpha \approx 6^\circ$). Diese Daten dienen in Ergänzung der statischen Druckverteilungen sowie aerodynamischen Beiwerte aus der Waagenmessung dem Abgleich mit den CFD-Ergebnissen, welche als Eingangsdaten für die CAA-Simulationen verwendet wurden. Einige Messbeispiele mit sehr unterschiedlichen Wirbeltopologien sind in Abbildung 5.38 gezeigt.

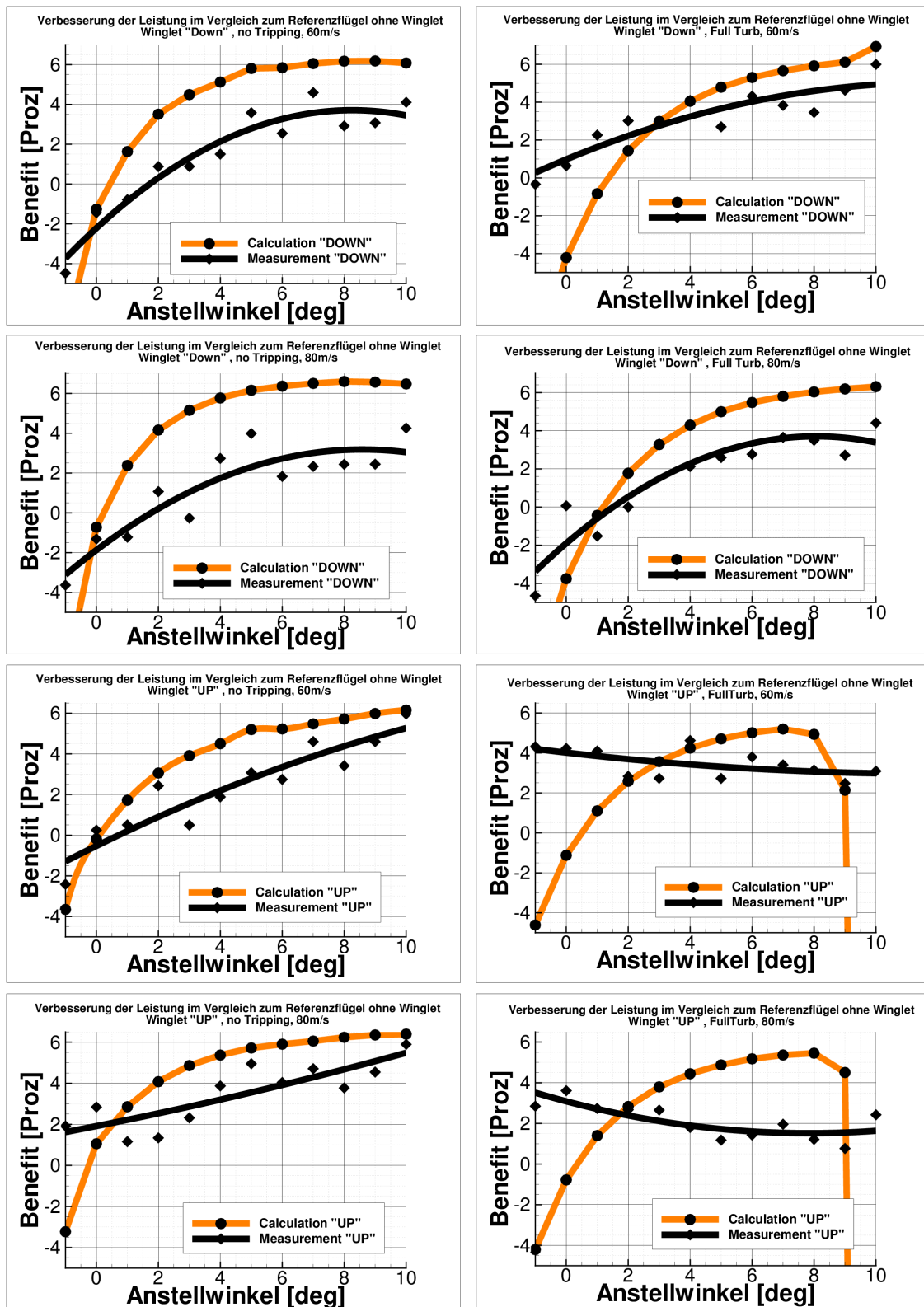


Abbildung 5.37: Aerodynamischer Effekt der Winglets. Messung vs. Prognose der prozentualen Verbesserung der Gleitzahl über dem Anstellwinkel, NWB-Blattspitzenmodelle für Testfälle 1–12.

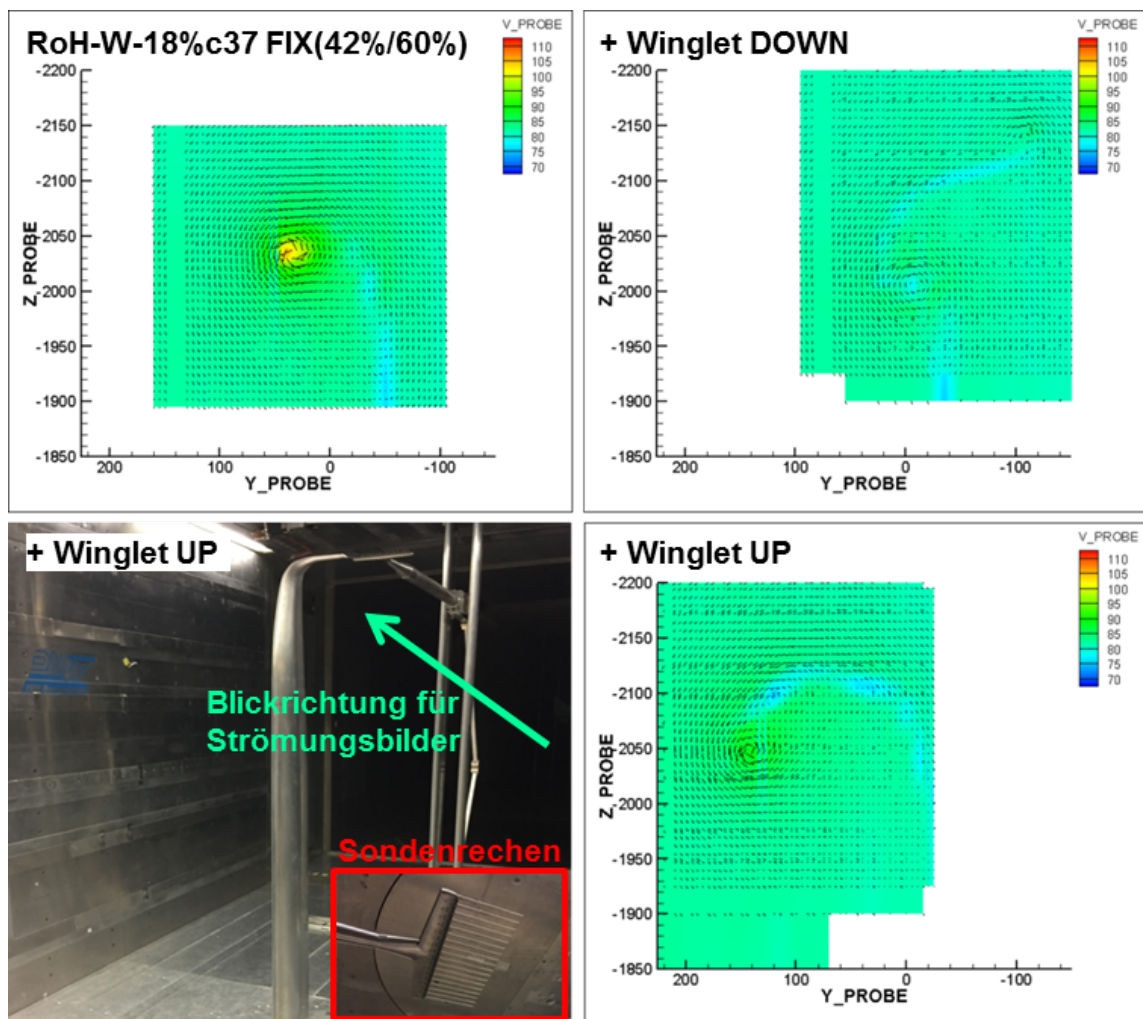


Abbildung 5.38: Beispiele für Nachlaufmessungen an drei Konfigurationen mittels 5-Loch-Sondenrechen bei $u_\infty = 80$ m/s (V_PROBE: Strömungsgeschwindigkeit gesamt).

5.5.2 Aeroakustikmessungen in 3/4-offener Messstrecke

Zusammenfassend lieferte das Akustikexperiment im DNW-NWB im Vergleich zu den vorangegangenen 2D Studien im AWB (bei vergleichbarer Profiltiefe) nutzbare Validierungsdaten über deutlich vergrößerte Parameterbereiche, d. h. die Konzeption des Experiments erbrachte folgende Vorteile:

- Die Tests konnten bei deutlich höheren aerodynamischen Anstellwinkeln durchgeführt werden (die größere Modellstreckung von 6.7 im Vergleich zu 2.7 im AWB führt zu deutlich geringeren Anstellwinkelkorrekturen in der 3/4-offenen Messstrecke).

- Es konnte bei deutlich höherer maximaler Anströmgeschwindigkeit (80 m/s gegenüber 60 m/s) gemessen werden.
- Aufgrund des Kragflügelaufbaus und der großen Streckung konnte das durch die Modelleinspannung verursachte Störgeräusch reduziert werden; der nutzbare Frequenzbereich erstreckt sich abhängig vom Signal-zu-Rauschverhältnis individueller Konfigurationen < 1 kHz, so dass das Pegelmaximum für diese Konfigurationen sowohl in Kulite- als auch Fernfeldmikrofondaten repräsentiert ist. Im Gegensatz dazu lag die untere Frequenzgrenze im AWB-Experiment wie in den meisten bis dato publizierten Hinterkantengeräuschmessungen in Windkanälen weltweit bei 1–1.25 kHz, was die zuverlässige Bewertung von Designvarianten in Bezug auf Gesamtschalldruckpegel erschwert.

Vergleich 2D CAA mit Messdaten

Exakte Validierungen durch Vergleich identischer Testfälle für NWB-Bedingungen gemäß Abbildung 5.39 stehen noch aus, da einerseits die im Rahmen des Entwurfs (Abschnitt 5.2.1) durchgeführten Simulationen nicht die identischen Bedingungen der Messungen widerspiegeln. Andererseits sind die individuellen Korrekturen der verschiedenen im NWB verwendeten fokussierenden Messtechniken noch abschließend durch Nachkalibrierungen zu überprüfen und, wo nötig, zu aktualisieren. Hier seien insbesondere die theoretische Übertragungsfunktion des größeren Hohlspiegelsystems und evtl. noch nötige Scherschichtkorrekturen für die 3/4-offene Messstrecke des NWB sowie die systematische Untersuchung weiterführender Algorithmen zur Aufbereitung der Mikrofonarraydaten zur weiteren Verbesserung der Datenqualität genannt.

Das im Prinzipbild (Abbildung 5.39) oben rechts gezeigte nahezu perfekte Validierungsergebnis bezieht sich aktuell noch auf AWB-Bedingungen (d. h. Messung am 2D Tragflügel mit RoH-W-18%c37-Profilierung), weshalb die dazugehörigen Messdaten auf Frequenzen ab 1 kHz limitiert sind. Nichtsdestotrotz kann im folgenden Abschnitt auch ohne einen solchen 1:1-Vergleich bereits demonstriert werden, dass sich die mittels 2D Simulationen vorhergesagten Geräuschminderungen an den 3D Blattspitzenmodellen wiederfinden lassen.

Akustische Bewertung des Profilentwurfs RoH-W-18%c37

Abbildung 5.40 gibt eine Übersicht über die im folgenden gewählten Punkte etwa gleichen Auftriebs, für die die akustische Bewertung durchgeführt wurde. Aus Platzgründen werden hier lediglich die Konfigurationen NAT und FUL betrachtet (vgl. Abschnitt 4.3.1). Die zu den hervorgehobenen Punkten gehörigen geometrischen (α_g) und aerodynamischen Anstellwinkel (α) sind der Vollständigkeit halber in Tabellen 5.4 und 5.5 gelistet. Die jeweils in den

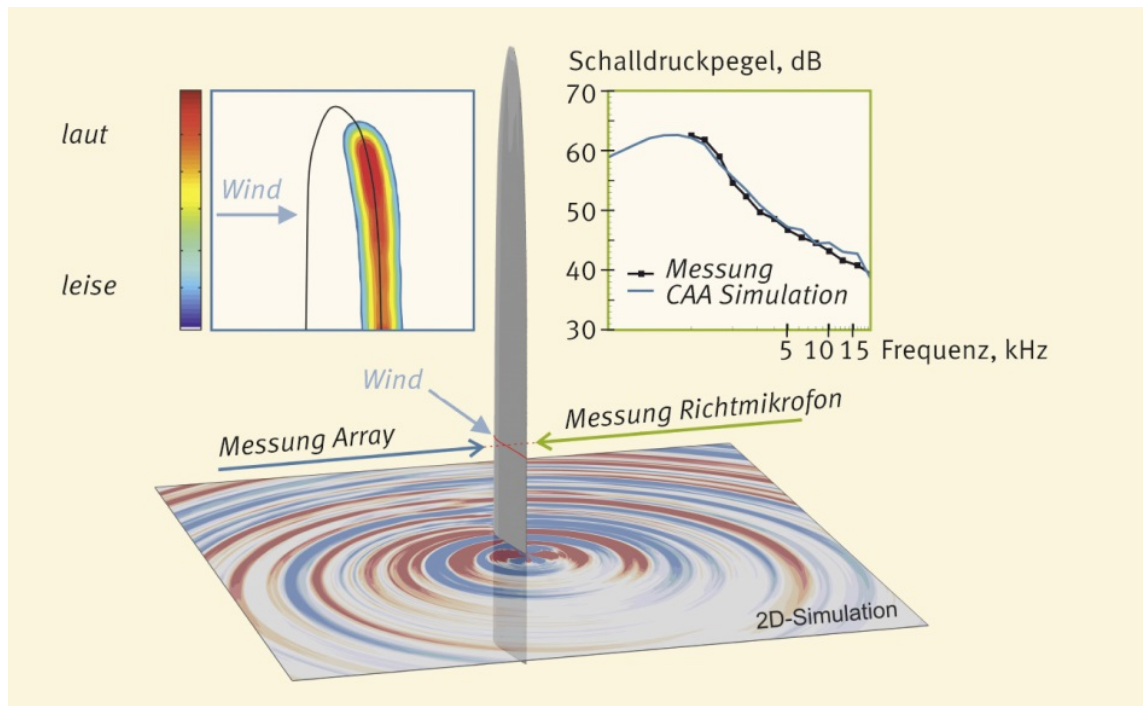


Abbildung 5.39: Prinzipbild der auf (2D) Schnitten basierenden CAA-Vorhersage von Hinterkantengeräusch und NWB-Validierungskonzept.

5 Druckschnitten vorliegenden statischen Druckverteilungen (DV) während der Akustikmessungen finden sich im Anhang in den Abbildungen A.4 und A.5.

Der experimentelle Nachweis der Geräuschminderungswirkung des Neuentwurfs RoH-W-18% ϵ 37 ist in den Abbildungen 5.41 und 5.42 zunächst in Form von Wechsellldruckspektren gezeigt, wie sie im hydrodynamischen Quellgebiet nahe der Modellhinterkante auf der Saugseite der Blattspitzenmodelle gemessen wurden. Für Konfiguration NAT ergibt sich für alle spannwitigen Positionen eine signifikante Minderung der Oberflächendruckfluktuationen, die ursächlich für die Entstehung von Hinterkantenschall sind. Mit steigendem Auftriebsbeiwert nimmt hier die Differenz der Maximalpegel zwischen Neuentwurf mit RoH-W-18% ϵ 37-Profilierung gegenüber der NACA-64-618-Referenz zu. In Konfiguration FUL ergeben sich entwurfsbedingt kleinere Unterschiede; insbesondere in den weiter innen liegenden Schnitten nähern sich die Maximalpegel einander an. Die auf der Saugseite gemessenen Wechsellldruckmaxima geben einen Hinweis auf die Frequenzlage und mögliche Reduktion des Hinterkantenschallmaximums; es ist allerdings zu beachten, dass die Gesamtschallabstrahlung durch Überlagerung der unabhängigen Beiträge von Saug- und Druckseitengrenzschicht (hier nicht gemessen) entsteht.

Zur Erläuterung des allgemeinen Vorgehens zeigt Abbildung 5.43 die im akustischen Fernfeld gemessenen Schalldruckpegelspektren für die Grenzschichtausprägung NAT noch ohne Kor-

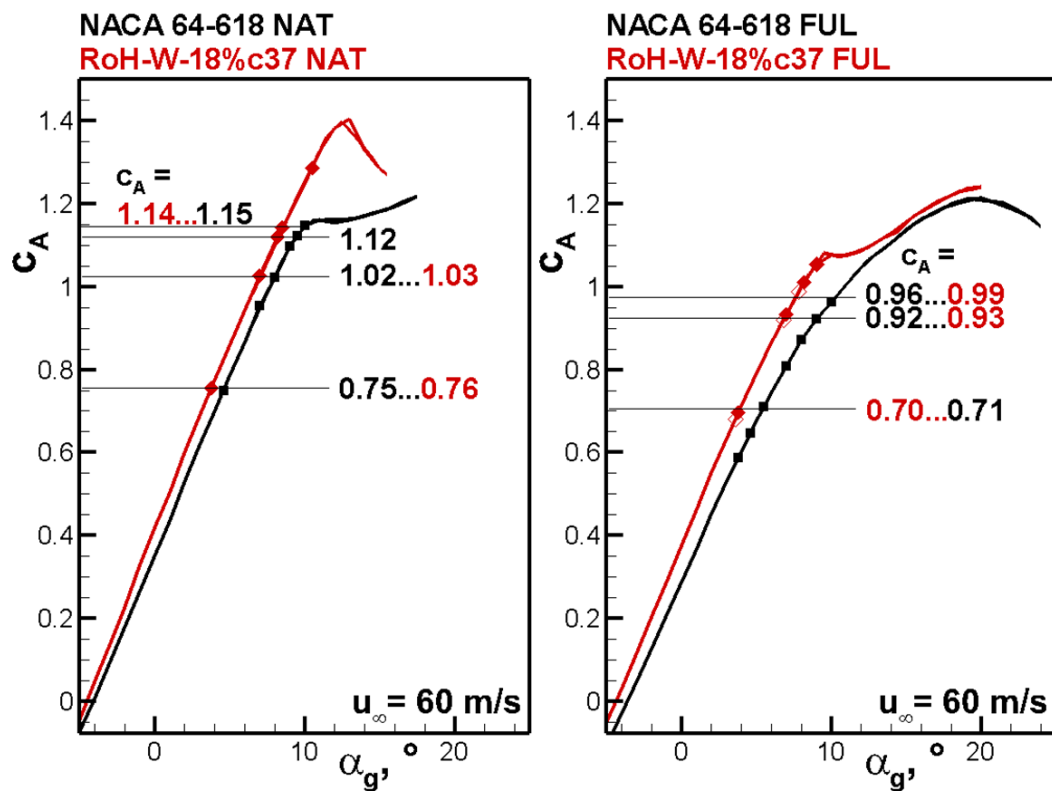


Abbildung 5.40: Auftriebsbeiwerte aus Waagenmessungen im NWB (3/4-offene Messstrecke, wie gemessen). Gewählte Punkte etwa gleichen Auftriebsbeiwerts für die nachfolgende akustische Bewertung der Blattspitzenmodelle mit RoH-W-18%c37- und NACA-64-618-Profilierung für die Grenzschichtausprägungen FUL und NAT.

Tabelle 5.4: Gewählte Vergleichspunkte annähernd konstanten Auftriebs (Grenzschichtausprägung NAT); geometrische und entsprechende aerodynamische Anstellwinkel (α_g/α) für die c_A -Bereiche in Abbildung 5.40.

NAT	$c_A = 0.75 \dots 0.76$	$c_A = 1.02 \dots 1.03$	$c_A = 1.12$	$c_A = 1.14 \dots 1.15$
NACA 64-618	4.6°/3.8°	8.0°/7.0°	9.5°/8.4°	10.0°/8.8°
RoH-W-18%c37	3.8°/3.0°	7.0°/5.9°	8.2°/7.0°	8.5°/7.3°

Tabelle 5.5: Gewählte Vergleichspunkte annähernd konstanten Auftriebs (Grenzschichtausprägung FUL); geometrische und entsprechende aerodynamische Anstellwinkel (α_g/α) für die c_A -Bereiche in Abbildung 5.40.

FUL	$c_A = 0.70 \dots 0.71$	$c_A = 0.92 \dots 0.93$	$c_A = 0.96 \dots 0.99$
NACA 64-618	5.5°/4.8°	9.0°/8.1°	10.0°/9.0°
RoH-W-18%c37	3.8°/3.1°	7.0°/6.0°	7.8°/6.8°

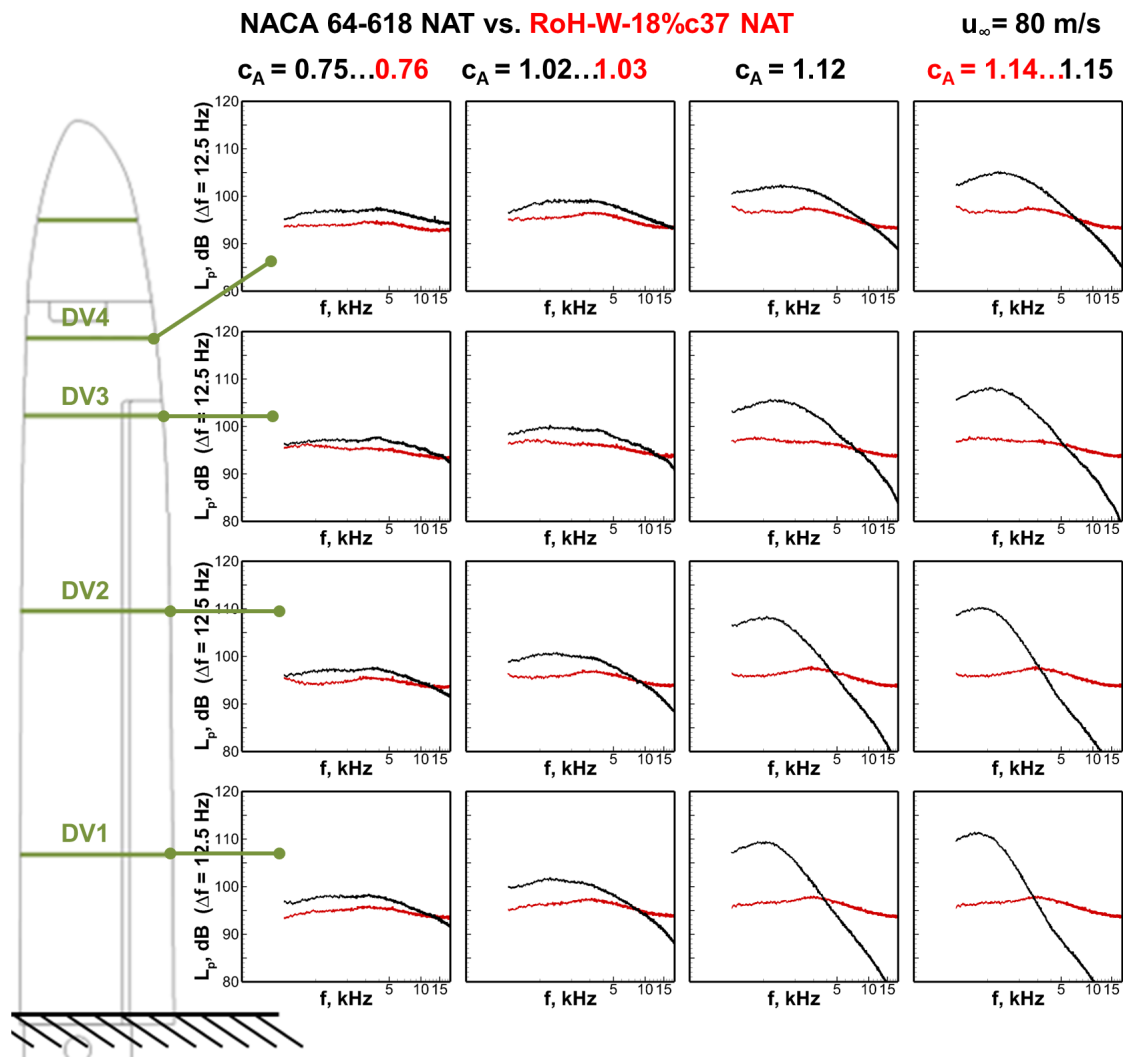


Abbildung 5.41: Ergebnisse aus Kulite-Messung; Schmalbandspektren der Oberflächenwechseldrücke nahe der Hinterkante auf der Saugseite an 4 spannweiten Positionen. Vergleich der beiden Blattspitzenmodelle mit RoH-W-18%c37- vs. NACA-64-618-Profilierung für die Grenzschichtausprägung NAT.

rekturen (so, wie vom DNW-NWB nach Beendigung der Messungen geliefert). Im Vergleich zu den Richtmikrofonmessungen (oben) sind klassische Fernfeldmikrofondaten von zwei Einzelmikrofonen wiedergegeben (Mitte und unten). Zur Illustration der anspruchsvollen Messaufgabe werden sämtliche Messdaten dem jeweils dort herrschenden Hintergrundgeräusch des Windkanals (BGN: Messung DNW-NWB in 3/4-offener Messstrecke ohne Blattspitzenmodell) gegenübergestellt. In Konfiguration NAT zeigt sich erwartungsgemäß durchgängig ein kritisches Signal-zu-Rauschverhältnis. Nichtsdestotrotz sind die bereits in den Kulitemessungen gezeigten Tendenzen auch in den Fernfeldmessungen in Form durchgängig geringerer

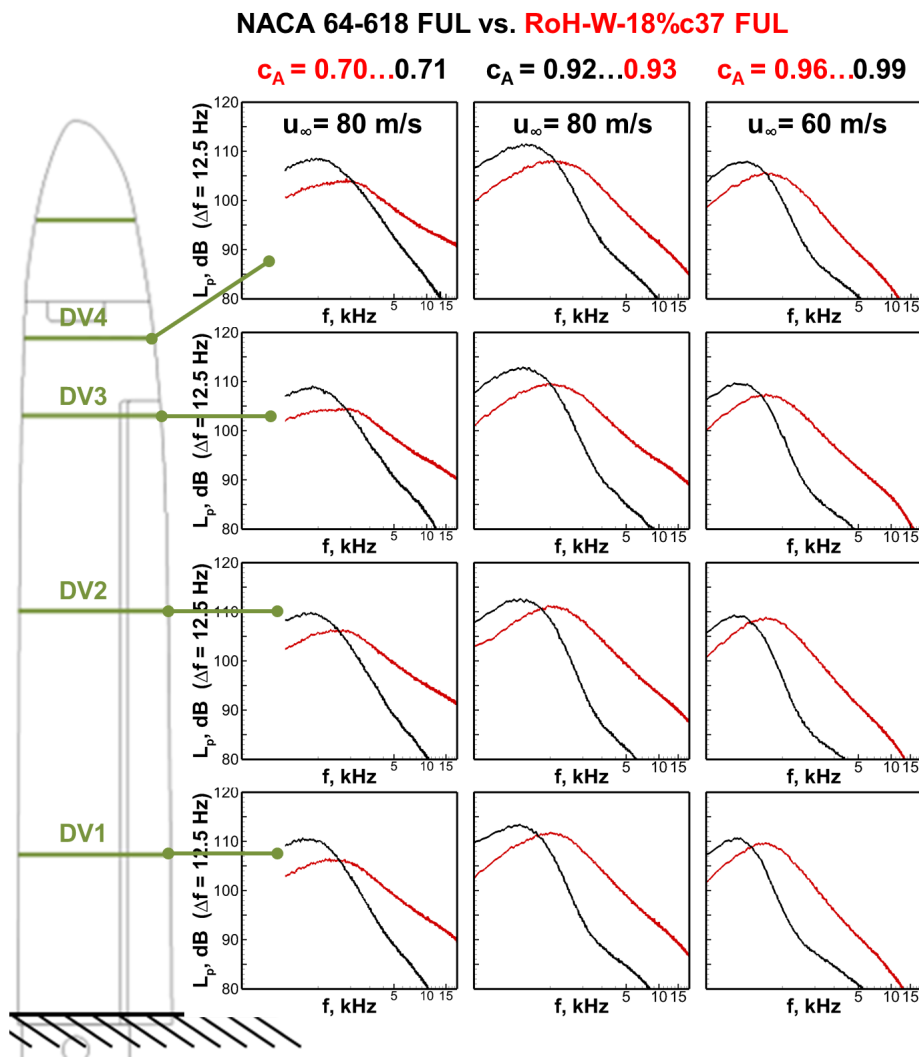


Abbildung 5.42: Wie Abbildung 5.41; Vergleich der beiden Blattspitzenmodelle mit RoH-W-18%c37- vs. NACA-64-618-Profilierung, jedoch für die Grenzschichtausprägung FUL.

Schalldruckpegel für das Blattspitzenmodell mit RoH-W-18%c37-Profilierung sichtbar, vgl. Abbildung 5.41, die gezeigten Pegeldifferenzen sind jedoch aufgrund der vorhandenen Hintergrundgeräuschkontamination noch nicht belastbar zu verwenden.

Abbildung 5.44 liefert eine Zusammenfassung der Ergebnisse für beide Grenzschichtausprägungen NAT und FUL nur für den gewählten Arbeitspunkt (d. h. mittlerer Profilauftriebsbeiwert $c_a = 1.15$) inklusive noch vorläufigen Datenkorrekturen. Diese Darstellung bestätigt die für AWB-Bedingungen vorhergesagte Hinterkantengeräuschkinderung von ~ 2 dB (vgl. hierzu Abbildung 5.14); die Profiltiefen im NWB-Experiment sind mit $l_c \leq 35.64$ cm vergleichbar und die 2D Profilauftriebsbeiwerte im Arbeitspunkt ($c_a = 1.15$) werden bei den ausgewähl-

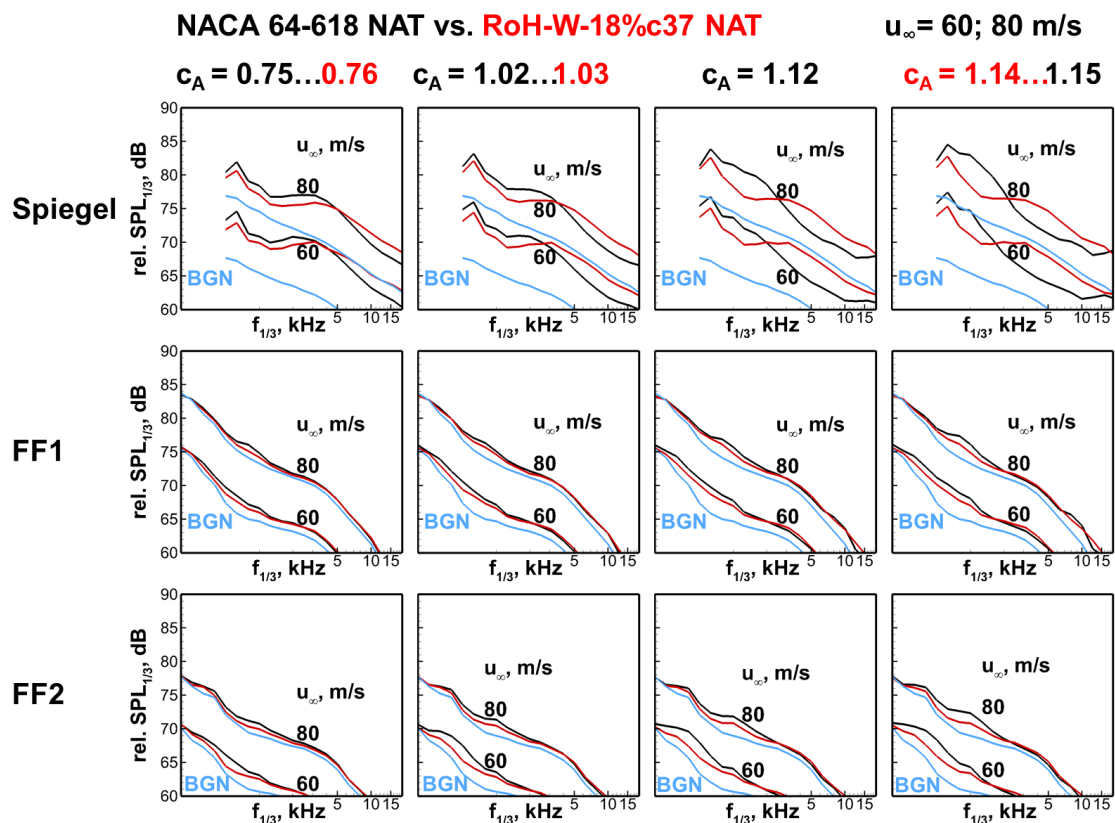


Abbildung 5.43: Ergebnisse aus Fernfeldschallmessung; unkorrigierte Terzschalldruckpegelspektren aus Hohlspiegelmessung (oben) sowie aus Messungen mit Einzelmikrofonen FF1,2 für zwei ausgewählte Beobachterpositionen (Mitte und unten). Vergleich der beiden Blattspitzenmodelle mit RoH-W-18%c37- vs. NACA-64-618-Profilierung in Konfiguration NAT. BGN bezeichnet das von den jeweiligen Mikrofonen aufgenommene Kanalhintergrundgeräusch bei leerer Messstrecke und gegebener Strömungsgeschwindigkeit.

ten Gesamtauftriebsbeiwerten c_A der Blattspitzenmodelle ebenfalls näherungsweise erreicht (Auswahl erfolgte anhand statischer Druckverteilungen auf Höhe der Fokusposition des Hohlspiegelmesssystems, DV2). Die Fernfelddaten wurden Hintergrundgeräusch-korrigiert und sind bis zu einem Signal-zu-Rauschverhältnis von bis zu 3 dB dargestellt. Der Frequenzgang des Hohlspiegel-Messsystems ist bislang nur auf Basis theoretischer Abschätzungen (bis 0.5 kHz als untere Frequenzgrenze) berücksichtigt, bedarf aber in Bezug auf absolute Pegel und die in den Messdaten ersichtlichen Interferenzmuster (frequenzfeste, überlagernde Maxima) noch einer eingehenderen Prüfung und weiteren Korrektur, um eine vergleichbare Verlässlichkeit wie im Falle des seit Jahren im AWB etablierten kleineren Hohlspiegelsystems zu erreichen. Zur weiteren Absicherung der erzielten Geräuschminderung sind daher zusätzlich die Ergebnisse eines Referenzmikrofons an der Windkanalwand für noch zulässige Signal-zu-Rauschverhältnisse gezeigt. Die darüber hinaus (rechts in der Abbildung) gezeigten Arraymessergebnisse sind ebenfalls noch als vorläufig zu werten; insbesondere geben sie

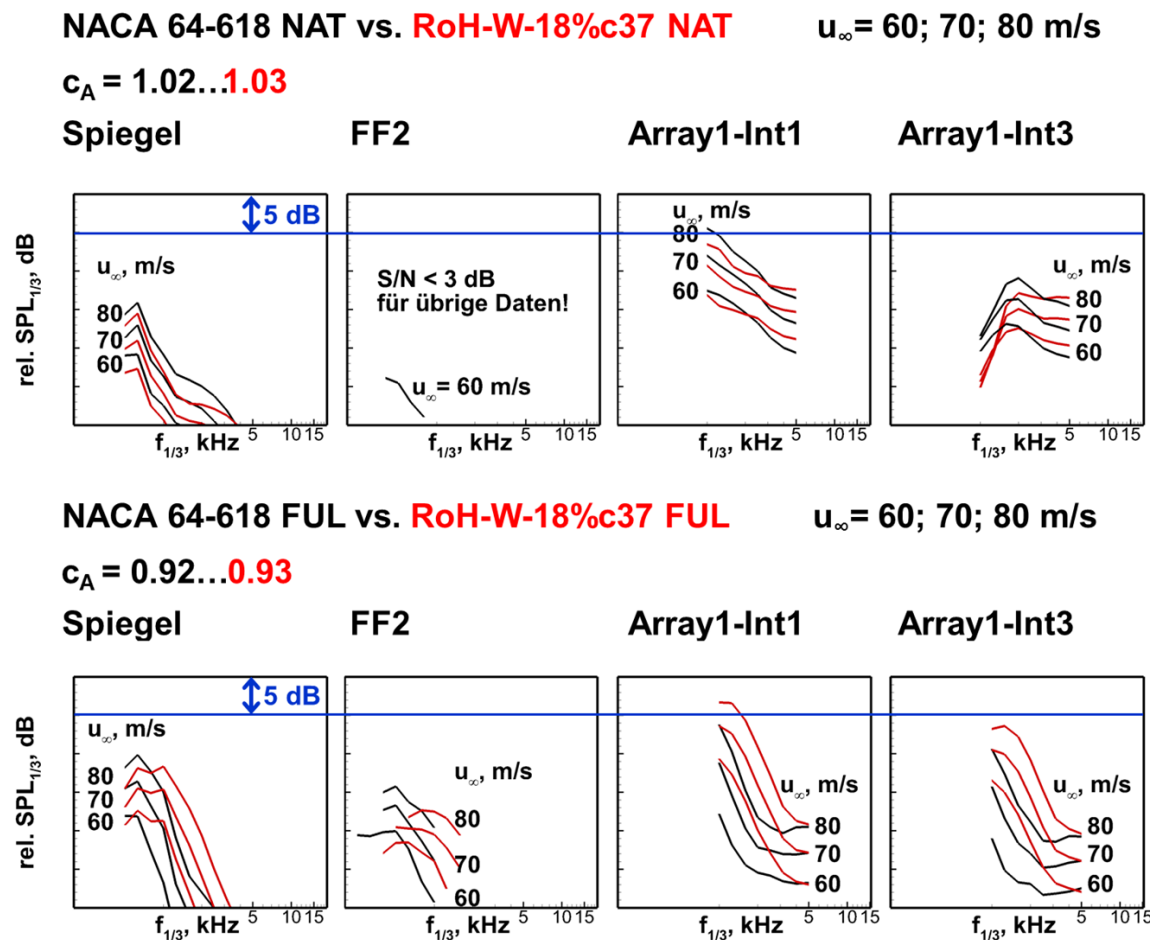


Abbildung 5.44: Blattspitzenmodelle im NWB; Vergleich des Neuentwurfs RoH-W-18%c37 gegenüber der NACA-64-618-Referenz bei annähernd gleichem Auftrieb. Fernfeld-Terzschalldruckpegel aus Messungen mit (von links nach rechts) Hohlspiegelsystem, Einzelmikrofon an der Windkanalwand, Array 1 mit Integration über den Gesamtflügel 'Int1' bzw. den mittleren und oberen Flügelbereich 'Int3', vgl. Abbildung 4.9). Es gelten unterschiedliche Beobachterabstände für die verschiedenen Messtechniken, d. h. es sollen lediglich Pegeldifferenzen zwischen den Modellvarianten betrachtet werden.

für die Konfigurationen NAT einen Hinweis auf noch vorhandene Kontaminationen der mit dem Hohlspiegelmesssystem extrahierten Spektren durch die untere Einspannung des Flügels (vgl. hierzu die Frequenzlage der gemessenen Pegelmaxima in den Kulite- und Fernfeldmessungen). In der Zukunft sollen verbesserte Methoden der Arraydatenanalyse verwendet werden, um diese Störschall-Bestandteile in den Arraymessdaten zu beseitigen. Wie in Abschnitt 4.3.3 erwähnt, wurden die Arraydaten entsprechend der Auflösung des Messsystems leider nur für Frequenzen $f_{1/3} \geq 1 \text{ kHz}$ für erste Analysen prozessiert, so dass für die Konfiguration FUL das gemessene Schallmaximum der Referenzkonfiguration mit NACA-64-618-Profilierung nicht wiedergegeben ist (und lediglich eine Geräuscherhöhung entsprechend den Kulite- und Hohlspiegelmessungen für den Neuentwurf beobachtet wird). Erfreulicher-

weise ergeben sich für Konfiguration FUL für Array 1 und den Hohlspiegel deckungsgleiche Ergebnisse im Frequenzbereich $1 \leq f_{1/3} \leq 4$ kHz. Aktuell werden die Arraydaten im Hinblick auf eine Nutzbarkeit des tieferen Frequenzbereichs für weiterführende Analysen geprüft und neu prozessiert.

Akustische Bewertung Lärminderungsmaßnahmen

Abbildung 5.45 zeigt exemplarisch den gemessenen Effekt einer Hinterkantenbürste auf die Schallabstrahlung des Modellflügels (hier: Blattspitze ohne Winglets mit leiser RoH-W-18% c_{37} -Profilierung) im 'verschmutzten' Zustand. Gezeigt sind mittels Standard-Beamforming erzeugte Quellkarten für Terzbänder im Bereich $1 \text{ kHz} \leq f_{1/3} \leq 12.5 \text{ kHz}$, welche auch über typische Frequenzbereiche und Quellwichtungen eine Aussage liefern. Maximale Schalldruckpegel werden am Flügel ohne Hinterkantenmodifikation erwartungsgemäß durch klassisches Hinterkantengeräusch im tiefen bis mittleren Frequenzbereich verursacht, während die äußere Blattspitze lediglich im hohen Frequenzbereich (ab ca. 8 kHz) einen sehr viel geringeren Schallbeitrag liefert. Applikation einer Hinterkantenbürste erzielt im hier gezeigten Fall eine signifikante, jedoch gegenüber den idealisierten Bedingungen im AWB (2D Tragflügel) leicht reduzierte Lärminderung von ~ 6 dB. Dieses Ergebnis ist repräsentativ für alle Testvarianten. Ein interessantes Detail bei Betrachtung von Abbildung 5.45 liegt in der Beobachtung, dass selbst der kleine, durch die Bürste unbehandelte Flügelschnitt zwischen

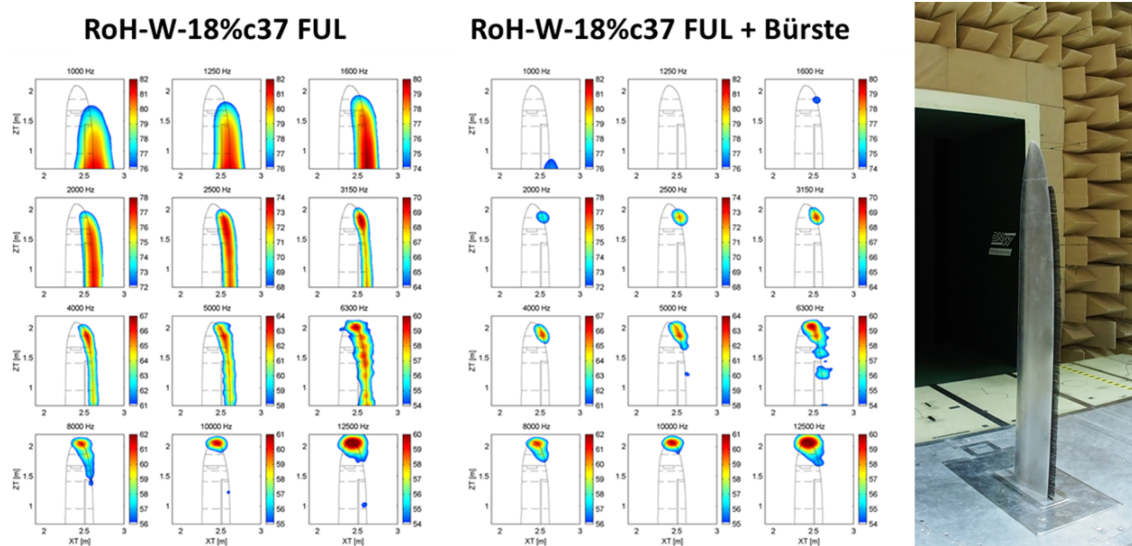


Abbildung 5.45: Quellverteilungen aus Mikrofonarraymessung (Standard-Beamforming, Terzen) für $\alpha = 3.1^\circ$ und $u_\infty = 80 \text{ m/s}$. Bürste erstreckt sich bis $z_T = 1.835 \text{ m}$, Array 1 mit Ausrichtung auf die Modellsaugseite.

Bürstenoberkante und äußerer Blattspitze noch in der Quellkarte deutlich sichtbare Anteile von Hinterkantengeräusch liefert.

Für dieselben Modellkonfigurationen mit und ohne Hinterkantenbürste sind die Effekte von Modellanstellwinkel (Abbildung 5.46) und Anströmgeschwindigkeit (Abbildung 5.47) auf die nahe der Hinterkante auf der Flügelsaugseite gemessenen Oberflächenwechseldruckspektren (Abbildungen links) sowie die Fernfeld-Hinterkantenschallabstrahlung (in Terzen, Abbildungen rechts) wiedergegeben.

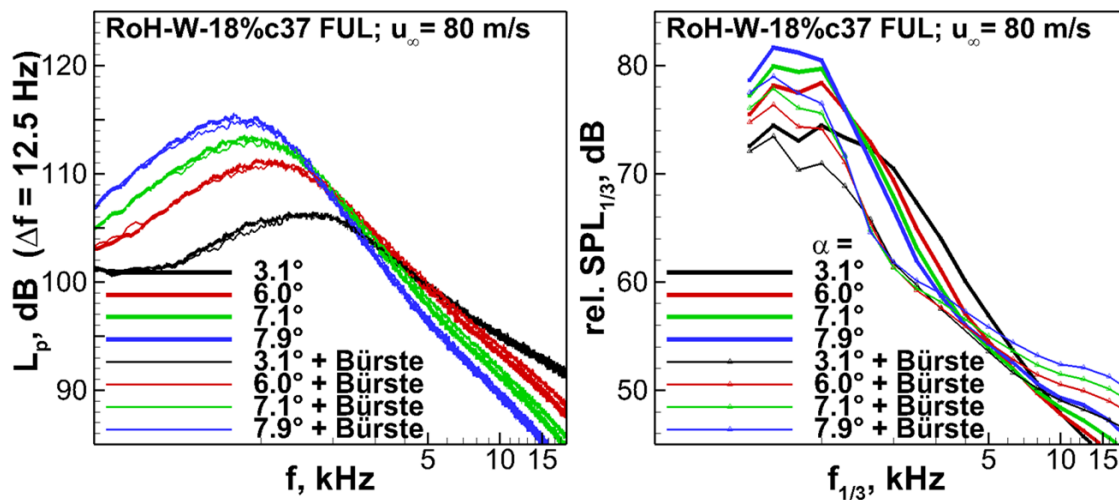


Abbildung 5.46: Effekt des Anstellwinkels auf (links) Oberflächenwechseldrücke (Kulite Nr. 2 auf Höhe des Hohlspiegels, $\Delta f = 12.5$ Hz, re. $20 \mu\text{Pa}$) und (rechts) Fernfeld-Hinterkantengeräusch in Terzen (elliptischer Hohlspiegel, $z = 0.961$ m), $u_\infty = 80$ m/s.

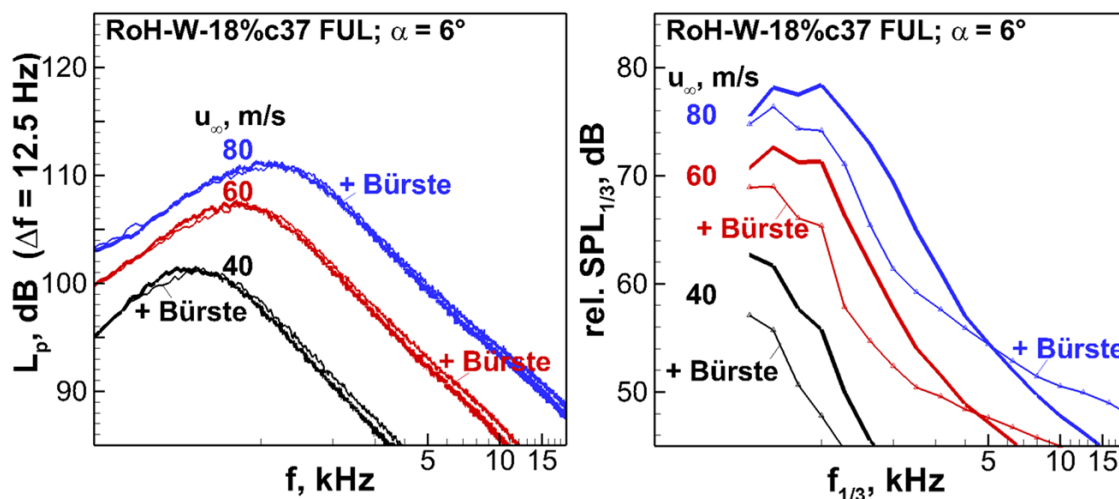


Abbildung 5.47: Effekt der Anströmgeschwindigkeit auf Oberflächenwechseldrücke und Fernfeld-Hinterkantengeräusch, $\alpha = 6^\circ$, Formatierung wie in Abbildung 5.46.

Es ist ersichtlich, dass durch die Hinterkantenbürste keine signifikanten Änderungen in den Oberflächendruckspektren, d. h. der Eingangsturbulenz der saugseitigen Grenzschicht, bewirkt werden. Aufgrund der vereinfachten Befestigung der Minderungsmaßnahme am Modell (Montage auf der Modelldruckseite mittels Tape, vgl. Abschnitt 5.1.4) im Vergleich zu den idealisierten Bedingungen im AWB war eine gewisse Zusatzgeräuscentstehung im hohen Frequenzbereich nicht zu vermeiden. Es ist allerdings davon auszugehen, dass eine Integration in der Großausführung aufgrund der sehr viel dickeren Hinterkanten von 2–3 mm (gegenüber 0.2 mm im Windkanalversuch) ohne Zusatzgeräuscentstehung realisierbar ist bzw. dieser in für die Praxis irrelevanten Frequenzbereichen zu liegen kommt.

Vergleich 3D CFD/CAA mit Messdaten

Abbildung 5.48 zeigt zunächst den Vergleich von gemessenen und mittels TAU berechneten Druckverteilungen am Blattspitzenmodell mit RoH-W-18%c37-Profilierung ohne bzw. mit Winglets bei $u_\infty = 80$ m/s. Demnach führen die angewendeten Anstellwinkelkorrekturen in 3/4-offener Messstrecke zu zufriedenstellenden Ergebnissen, vgl. Tabelle 5.4. Gezeigt sind die Fälle, die den vorab der Messung festgelegten Bedingungen der Simulationen näherungsweise entsprechen, nämlich Messungen in Konfiguration FIX (42%/60%) bei $\alpha_g = 8.0\text{--}8.2^\circ$ im Vergleich zu Simulationen in Konfiguration NAT bei $\alpha = 7.0^\circ$.

Abbildung 5.49 (oben) zeigt zunächst die vorläufigen Messergebnisse (Array 1, Integrationsbereiche 1–3 entsprechend Abbildung 4.9) für $\alpha_g = 8.0\text{--}8.2^\circ$. Integrationsbereich 2 ist etwas kleiner als die Dimensionen des gewählten FRPM-Quellgebiets (gelbe Fläche im Einschaltbild oben rechts), d. h. die dazu gehörigen Ergebnisse können am ehesten für Vergleiche mit den Simulationen herangezogen werden. Da die Messdatenanalyse noch nicht vollständig abgeschlossen ist, sind allerdings die Gültigkeitsbereiche im hier relevanten höheren Frequenzbereich noch nicht abschließend evaluiert. Zur Illustration evtl. Fehler durch Anstellwinkelabweichungen bzw. die Trippingkonfiguration im sehr empfindlichen äußeren Wingletbereich (ohne DV-Messung) sind zusätzlich Spektren für $\alpha_g = 7.0^\circ$ (unten) sowie das RoH-W-18%c37-Blattspitzenmodell ohne Winglets in Konfiguration NAT gezeigt.

Da die Trippingkonfigurationen NAT und FIX (42%/60%) bereits zu unterschiedlicher Schallabstrahlung für die Konfiguration ohne Winglets führt, müssten für belastbare Vergleiche noch Simulationen bei exakt identischen Bedingungen wie in der Messung durchgeführt werden. Ein erster qualitativer Vergleich beschränkt sich daher auf die grobe Evaluation von Pegeldifferenzen, wie sie für die drei Konfigurationen RoH-W-18%c37-Blattspitze ohne Winglet, Winglet 'UP' und Winglet 'DOWN' vorhergesagt werden. Abbildung 5.50 gibt die Ergebnisse der FMCAS-Simulation in Form von Gesamtschalldruckpegeln (*OASPL*) wieder. Die Position und Apertur der beiden Arrays ist in Form von grünen (Array 1) und blauen (Array 2) Rahmen skizziert. Es ergibt sich für Winglet 'DOWN' eine um etwa 10 dB geringere Schallabstrahlung im Vergleich zum Winglet 'UP' bzw. eine um etwa 5 dB geringere Schallabstrahlung im Vergleich zur Blattspitze ohne Winglet. Ähnliche Trends und Größenordnungen

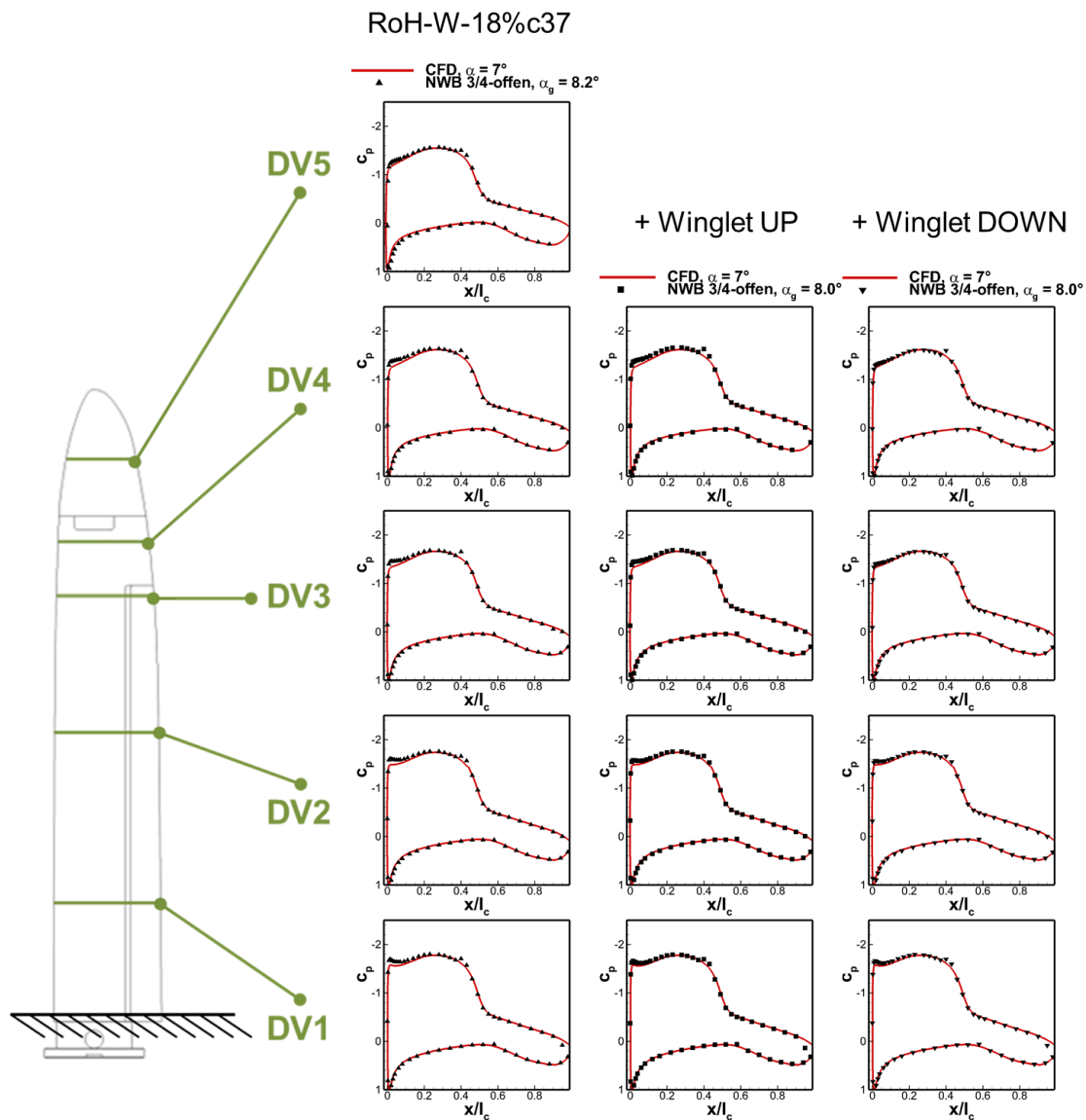


Abbildung 5.48: Druckverteilungen am Blattspitzenmodell mit RoH-W-18%c37-Profilierung bei $u_\infty = 80$ m/s. Messungen in 3/4-offener Messstrecke in Konfiguration FIX (42%/60%) vs. Simulation in Konfiguration NAT.

sind in den Messergebnissen in Abbildung 5.49 (Int 2) erkennbar.

Diese auf den ersten Blick plausiblen Ergebnisse der Blindvorhersagen müssen selbstverständlich im Nachgang des Projekts noch einer tiefergehenden spektralen Analyse unterzogen werden. In diesem Zusammenhang sei ergänzt, dass die Verwendung des anisotropen Wirbelquellterms mit einer einzelnen konstanten Längenskala (zum Bearbeitungszeitpunkt in BELARWEA) heute nicht mehr dem aktuellen Stand der wissenschaftlichen Entwicklung ent-

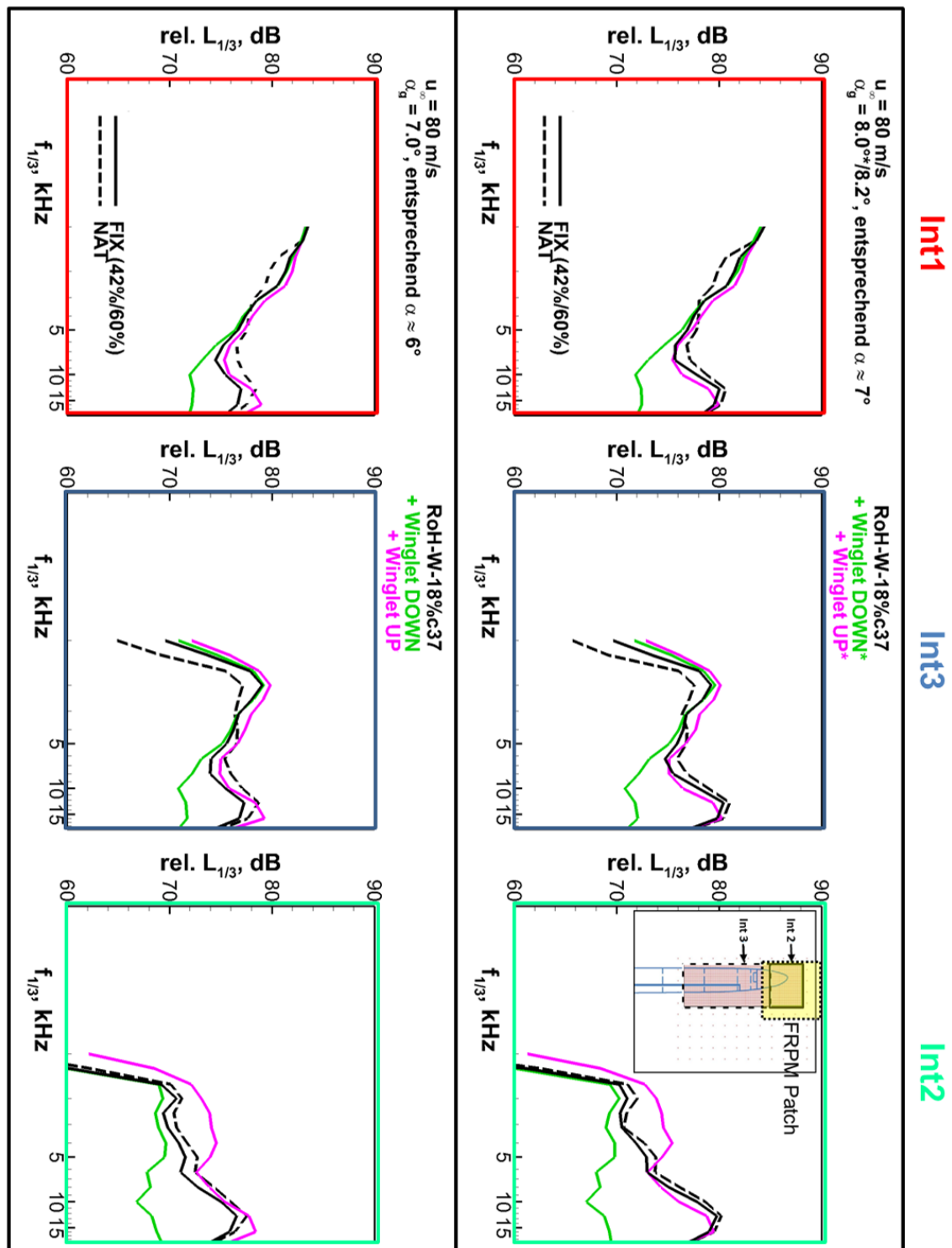


Abbildung 5.49: Ergebnisse aus Arraymessungen am Blattspitzenmodell mit RoH-W-18%c37-Profilierung mit und ohne Winglets.

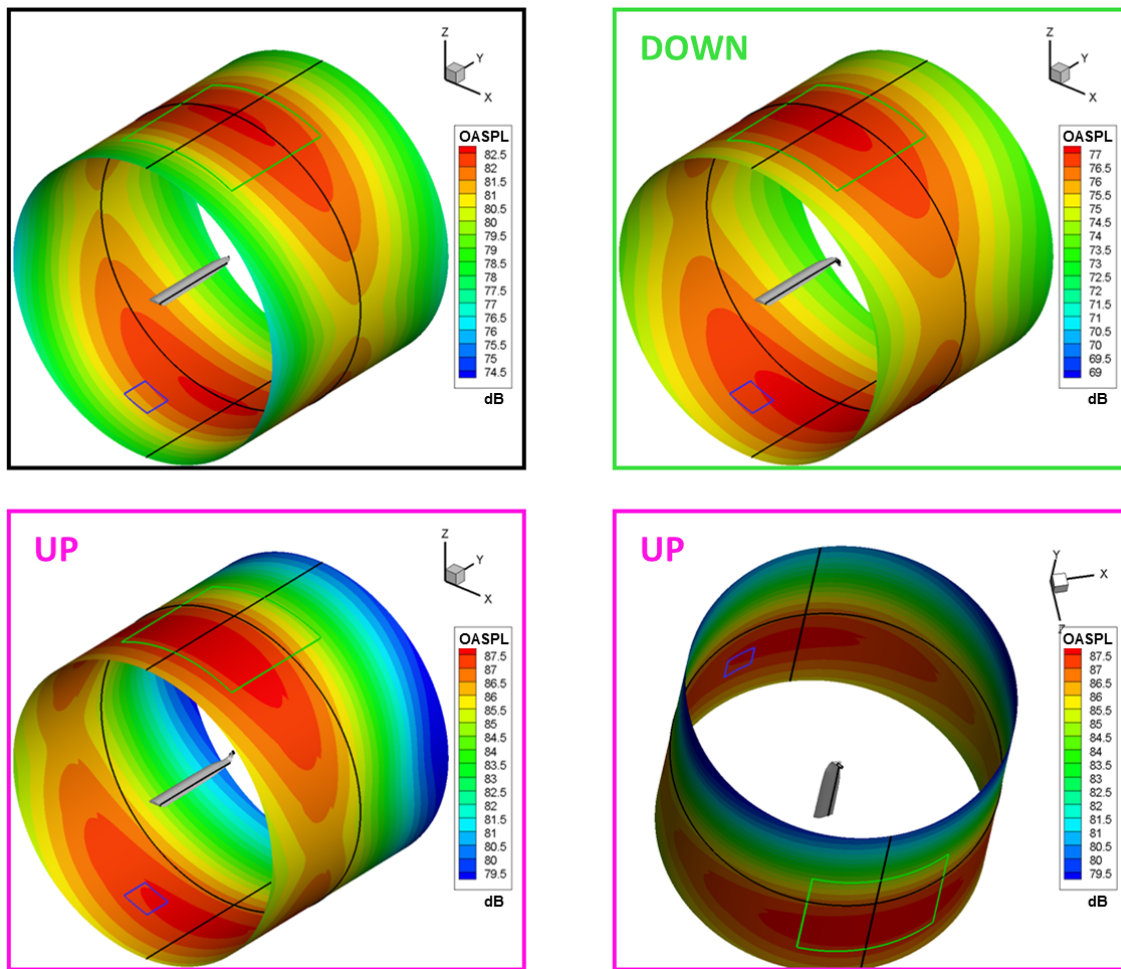


Abbildung 5.50: Ergebnisse der FRPM/FMCAS-Simulationen an der RoH-W-18%c37-Blattspitze mit und ohne Winglets in Konfiguration NAT, $\alpha = 7^\circ$.

spricht. Mittlerweile hat sich die Quellmodellierung für die Schallausbreitungsrechnung mit FMCAS weiterentwickelt. Im BMWi-Projekt SMARTBLADES 2.0 steht (zur Bewertung von Klappenseitenkanten- und Vorflügelgeräusch) bereits die Möglichkeit überlagerter, untereinander gewichteter Spektren konstanter Längsskalen [61] zur Verfügung.

6 Zusammenfassung/Ausblick

Sämtliche in Abschnitt 1.2.2 genannten wissenschaftlich-technischen Ziele von Phase 1 wurden erreicht. Insbesondere das Gesamtziel, der Nachweis einer Geräuschminderung um mindestens 3 dB (in Phase 1 bei gegebenem Gesamtauftrieb der Blattspitzenmodelle), konnte im statischen Windkanalversuch erheblich übertroffen werden. Durch CFD/CAA-gestützten Neuentwurf der Profilierung im äußeren Blattbereich sowie Anbringung von Bürstenhinterkanten ließ sich gegenüber der gewählten Referenzblattspitze mit NACA-64-618-Profilierung im Windkanal DNW-NWB eine Geräuschminderung von bis zu 8 dB erzielen.

Übertragen auf eine (hypothetische) Referenzanlage lassen sich abhängig von den jeweiligen Betriebsbedingungen Minderungen des Hinterkantengeräusch-Gesamtschalldruckpegels von ~ 2 dB durch den Profilneuentwurf RoH-W-18%c37 (Prognose bezogen auf das Referenzprofil NACA 64-618) und weiteren 4–6 dB durch Bürstenkanten (an beiden Profilen) erwarten. Diese Prognosen sind vorbehaltlich evtl. nachteiliger Effekte, die an der Gesamtanlage infolge der Rotation auftreten könnten. Wird der gesamte Betriebsbereich der für die aerodynamische Auslegung verwendeten NREL-5-MW-Referenzturbine bei Windgeschwindigkeiten von 1 m/s bis 20 m/s inklusive der implementierten Regelung analysiert, erhält man bei Nutzung des Neuentwurfs RoH-W-18%c37 in der Blattspitzenregion einen abgeschätzten Jahresenergieertrag von 19 398 461 KWh. Dieser liegt um etwa 100 000 KWh über dem der Turbine mit NACA-64-618-Profilierung. Eine zusätzliche Ausstattung des modifizierten Rotorblatts mit Winglets verspricht eine Leistungssteigerung der Anlage von mindestens weiteren 0.8 %. Dieser Wert basiert auf einer sehr konservativen¹ überschlägigen Übertragung der im NWB gemessenen Ergebnisse (Leistungssteigerung um 4 % für den Außenflügel). Die Leistungsgewinne fallen geringer aus als prognostiziert, sind aber immer noch im relevanten Bereich. Dies war angesichts der im Windkanalversuch eingegangenen Kompromisse für bestmögliche akustische Datenqualität erwartet worden.

Mit Abschluss von Phase 1 liegt nun eine umfassende Validierungsdatenbasis aus Windkanaluntersuchungen vor, die auch noch in den nächsten Jahren mit allen inhärenten Details weiter genutzt werden soll. Darüber hinaus soll diese in einer nachfolgenden 2. Projektphase noch durch einen Feldversuch erweitert werden. Nur so ergibt sich in Kombination der beiden Projektphasen ein vollständiger Validierungsdatensatz.

¹Da die Auslegung/Optimierung für eine um den Faktor 6 höhere (1:1) Reynoldszahl durchgeführt wurde, kann eine simple Extrapolation der Messergebnisse (Maßstab 1:6) die tatsächlich zu erwartenden Leistungsgewinne allenfalls konservativ abschätzen.

Literatur

- [1] Innovation durch Forschung, Jahresbericht 2010 zur Forschungsförderung im Bereich der erneuerbaren Energien. Hrsg.: Bundesministerium für Umwelt, Naturschutz und Reaktorsicherheit (BMU), Mai 2011.
- [2] T. Ahlefeldt & L. Koop. Microphone Array Measurements in a Cryogenic Wind Tunnel. AIAA Journal, 48(7):1470–1479, 2010. ISSN 0001-1452. DOI: 10.2514/1.J050083.
- [3] F. Bertagnolio. Trailing Edge Noise Model Applied to Wind Turbine Airfoils. Risø-R-Report, Risø National Laboratory, Technical University of Denmark (DTU), Roskilde, DK, Risø-R-1633(EN), Januar 2008.
- [4] W. K. Blake. Mechanics of Flow-Induced Sound and Vibration, Complex Flow-Structure Interactions. Applied Mathematics and Mechanics, 17(II):756–767, Academic Press, Inc., Orlando, FL, 1986.
- [5] T. F. Brooks, D. S. Pope & M. A. Marcolini. Airfoil Self-Noise and Prediction. NASA Reference Publication 1218, Juli 1989.
- [6] J. Cheng, W. Zhu, N. Ramos García A. Fischer, J. Madsen, J. Chen & W. Z. Shen. Design and Validation of the High Performance and Low Noise CQU-DTU-LN1 Airfoils. Wind Energy, 17(12):1817–1833, 2014. DOI: 10.1002/we.1668.
- [80] M. Choudhari, C. Bahr, M. Khorrami, D. Lockard, L. Lopes, N. Zawodny, M. Herr, Pott-Pollenske, M. M., Kamruzzaman, T. van de Ven, E. Manoha, S. Redonnet, K. Yamamoto, T. Ikeda & T. Imamura. Simulations & Measurements of Airframe Noise: A BANC Workshops Perspective. Proceedings of NATO STO-MP-AVT-246 Specialists Meeting on Progress and Challenges in Validation Testing for Computational Fluid Dynamics, Avila, Spanien, 26.–28. September 2016.
- [8] X. Dechamps & S. Hein. Extension of the PSE Code NOLOT for Transition Analysis in Rotating Reference Frames. Notes on Numerical Fluid Mechanics and Multidisciplinary Design (NNFM), 136, Hrsg: A. Dillmann, G. Heller, E. Krämer, C. Wagner, S. Bansmer, R. Radespiel, R. Semaan, New Results in Numerical and Experimental Fluid Mechanics XI, Contributions to the 20th STAB/DGLR Symposium Braunschweig, Germany, 2016:179–188, Springer International Publishing AG, 2018. DOI: 10.1007/978-3-319-64519-3.

- [9] J. Delfs. Anordnung eines aerodynamischen Bauteils mit einer geschlitzten Hinter- oder Seitenkante in einer Strömung. Deutsches Patent DE 10 2006 049 616, Deutsches Patent- und Markenamt, angemeldet am 21.10.2006, erteilt am 05.08.2010.
- [10] M. Drela. An Analysis and Design System for Low Reynolds Number Airfoils. Conf. Paper, Conference on Low Reynolds Number Airfoil Aerodynamics, University of Notre Dame, France, June 1989.
- [11] M. A. Elfarra, N. Sezer-Uzol & S. Akmandor. NREL VI Rotor Blade: Numerical Investigation and Winglet Design and Optimization Using CFD. *Wind Energy*, 17:605–626, 2014.
- [12] R. Ewert. Broadband Slat Noise Prediction based on CAA and Stochastic Sound Sources from a Fast Random Particle-Mesh (RPM) Method. *Computers & Fluids*, 37:369–387, 2008.
- [13] R. Ewert. RPM—the Fast Random Particle-Mesh Method to Realize Unsteady Turbulent Sound Sources and Velocity Fields for CAA Applications. AIAA Paper AIAA 2007-3506, Mai 2007.
- [14] R. Ewert & R. Edmunds. CAA Slat Noise Studies Applying Stochastic Sound Sources Based on Solenoidal Digital Filters. AIAA Paper AIAA 2005-2862, Mai 2005.
- [15] R. Ewert, R. Hartmann, J. Held, T. Leicht, M. Bauer, G. Ashcroft, C. Weckmüller, S. Guérin, A. Schady, D. Heimann, M. Siefert, O. Heintze, O. Unruh, B. Mühlbauer & B. Noll. Schlussbericht AVANTGARDE. DLR-Interner Bericht IB 124-2010/909, 2010.
- [16] R. Ewert, J. Dierke, J. Siebert, A. Neifeld, C. Appel, M. Siefert & O. Kornow. CAA Broadband Noise Prediction for Aeroacoustic Design. *Journal of Sound and Vibration*, 330 (17):4139–4160, August 2011. ISSN 0022460X. DOI: 10.1016/j.jsv.2011.04.014. URL: <http://www.sciencedirect.com/science/article/pii/S0022460X11002926><http://linkinghub.elsevier.com/retrieve/pii/S0022460X11002926>.
- [17] R. Ewert, J. Dierke, M. Pott-Pollenske, C. Appel, R. Edmunds & M. Sutcliffe. CAA-RPM Prediction and Validation on Broadband High-Lift Noise Generation. AIAA Paper AIAA 2010-3833, Juni 2010.
- [18] R. Ewert, C. Appel, J. Dierke & M. Herr. RANS/CAA Based Prediction of NACA0012 Broadband Trailing Edge Noise and Experimental Validation. AIAA Paper AIAA 2009-3369, Mai 2009.
- [19] A. Fischer. Experimental Characterization of Airfoil Boundary Layers for Improvement of Aeroacoustic and Aerodynamic Modeling. Dissertation, Danmarks Tekniske Universitet (DTU), Roskilde, Dänemark, November 2011.

- [20] J.M. Floryan & W.S. Saric. Stability of Görtler Vortices in Boundary Layers. AIAA Journal, 20(3):316–324, 1982.
- [21] S. Funke, H. Siller & L. Kim. Acoustic Measurements of a Contra-Rotating Open Rotor in an Open Jet Wind-Tunnel. International Journal of Aeroacoustics, 11(2):197–212, 2012. ISSN 1475-472X. URL: www.multi-science.co.uk.
- [22] R. Gasch & J. Twele. Windkraftanlagen: Grundlagen, Entwurf, Planung und Betrieb. Vieweg & Teubner Verlag, 9 edition, 2016. ISBN 978-3-658-12360-4.
- [23] S. Gesemann, F. Huhn, D. Schanz & A. Schröder. From Noisy Particle Tracks to Velocity, Acceleration and Pressure Fields using B-splines and Penalties. 18th Int. Symp. on the Application of Laser Techniques to Fluid Mechanics, 4.–7. Juli 2016, Lissabon, Portugal, 2016, 2016.
- [24] S. Guérin & H. Siller. A Hybrid Time-Frequency Approach for the Noise Localization Analysis of Aircraft Fly-Overs. AIAA Paper AIAA 2008-2955, Mai 2008.
- [25] P. Hall. The Linear Development of Görtler Vortices in Growing Boundary Layer. J. Fluid Mech., 130:41–58, 1983.
- [26] S. Hein, F. P. Bertolotti, M. Simen, A. Hanifi & D. Henningson. Linear Non-Local Instability Analysis—the Linear NOLOT Code. DLR-Interner Bericht IB 223-94 A56, 1995.
- [27] S. Hein, I. Rosenboom, G. Günther & Hannemann. Erste Untersuchungen zur Anwendbarkeit des DLR-TAU-Codes zur Grundströmungsberechnung für nachfolgende Instabilitätsanalysen mit NOLOT/PSE. DLR-Interner Bericht IB 223-99 A30, Juni 2000.
- [28] R. Heinrich, K. Pahlke & H. Bleecke. A Three-Dimensional Dual-Time Stepping Method for the Solution of the Unsteady Navier-Stokes Equations. Procs. Conference on Unsteady Aerodynamics, Royal Aeronautical Society, 17.–18. Juli, London, UK, Paper Nr. 5, 1996.
- [29] M. Herr. Design Criteria for Low-Noise Trailing-Edges. AIAA Paper AIAA 2007-3470, Mai 2007.
- [30] M. Herr. Trailing-Edge Noise—Reduction Concepts and Scaling Laws. Dissertation, Technische Universität Braunschweig, erschienen als DLR Forschungsbericht 2013-32, ISSN 1434-8454, ISRN DLR-FB-2013-32, September 2013.
- [31] M. Herr & M. Kamruzzaman. Benchmarking of Trailing-Edge Noise Computations—Outcome of the BANC-II Workshop. AIAA Paper AIAA 2013-2123, Mai 2013.
- [32] M. Herr & M. Pott-Pollenske. Wind Tunnel Study to Determine the Effect on Noise and

- Performance of Different Modifications of a 2D Wind Turbine Blade Profile, Final Report – Phase 1. Abschlussbericht (vertraulich), Deutsches Zentrum für Luft- und Raumfahrt, DLR, Dezember 2009.
- [33] M. Herr & J. Reichenberger. In Search of Airworthy Trailing-Edge Noise Reduction Means. AIAA-Paper 2011-2780, Juni 2011.
- [34] M. Herr, R. Ewert, C. Rautmann, M. Kamruzzaman, D. Bekiropoulos, A. Iob, R. Arina, P. Batten, S. Chakravarthy & F. Bertagnolio. Broadband Trailing-Edge Noise Predictions—Overview of BANC-III Results. AIAA Paper AIAA 2015-2847, June 2015.
- [35] M. Herr, K.-S. Rossignol, J. Delfs, M. Mößner & N. Lippitz. Specification of Porous Materials for Low-Noise Trailing-Edge Applications. AIAA Paper AIAA 2014-3041, Juni 2014.
- [36] J. Himisch. Winglet Shape and Load Optimization with a Numerically Supported Lifting Line Method. AIAA Paper AIAA 2008-5902, September 2008.
- [37] K.-H. Horstmann. Ein Mehrfach-Traglinienverfahren und seine Verwendung für Entwurf und Nachrechnung nichtplanarer Flügelanordnungen. Dissertation, Technische Universität Braunschweig, erschienen als DFVLR (heute DLR) Forschungsbericht 87-51, ISSN 0171-1342, Dezember 1987.
- [38] Z. Hussain, S.J. Garrett & S.O. Stephen. The Instability of the Boundary Layer over a Disk Rotating in an Enforced Axial Flow. *Phys. Fluids*, 23(114108), 2011. DOI: 10.1063/1.3662133.
- [39] A. Jameson. Time Dependent Calculations Using Multigrid with Applications to Unsteady Flows Past Airfoils and Wings. AIAA Paper AIAA 1991-1596, Juni 1991.
- [40] J. Johansen, M. Gaunaa & N. N. Sørensen. Increased Aerodynamic Efficiency on Wind Turbine Rotors using Winglets. AIAA Paper AIAA 2008-6728, August 2008.
- [41] J. Jonkman, S. Butterfield, W. Musial & G. Scott. Definition of a 5-MW Reference Wind Turbine for Offshore System Development. NREL Technical Report NREL/TP-500-38060, Februar 2009.
- [42] M. Kamruzzaman. Study of Turbulence Anisotropy and its Impact on Flow Induced Noise Emission. Dissertation, Institut für Aerodynamik und Gas Dynamik, Universität Stuttgart, 2012.
- [43] C. J. Kähler & J. Kompenhans. Fundamentals of Multiple Plane Stereo PIV. *Exp. Fluids*, 29:70–77, 2000.

- [44] C. J. Kähler, T. Astarita, P. P. Vlachos, J. Sakakibara, R. Hain, S. Discetti, R. La Foy & C. Cierpka. Main Results of Fourth International PIV Challenge. *Exp. Fluids*, 57(97), 2016.
- [45] S. Kröber, K. Ehrenfried, L. Koop, A. Lauterbach & A. Henning. Systematic Comparison of Microphone Array Measurements in Open and Closed Wind Tunnels. AIAA Paper AIAA 2010-3734, Juni 2010.
- [46] A. Lauterbach, K. Ehrenfried, L. Koop & S. Loose. Procedure for the Accurate Phase Calibration of a Microphone Array. AIAA Paper AIAA 2009-3122, Mai 2009.
- [47] A. Lauterbach, K. Ehrenfried, L. Koop & S. Loose. Vorrichtung zur Bestimmung der akustischen Position von Mikrofonen im Raum. Deutsches Patent DE 10 2008 017 001.1, Deutsches Patent- und Markenamt, angemeldet am 03.04.2008, erteilt am 16.07.2009.
- [48] H.G. Maas, A. Gruen & D. Papantoniou. Particle Tracking Velocimetry in Three Dimensional Flows. *Exp. Fluids*, 15:133–146, 1993.
- [49] D. Marten. QBlade v0.95 Guidelines for Lifting Line Free Vortex Wake Simulations. Technischer Report, TU Berlin, Juni 2016. URL: <https://www.researchgate.net/publication/303896708>.
- [50] K. Mau & W. Dobrzynski. Anordnung zur Minderung des aerodynamischen Lärms an einem Vorflügel eines Verkehrsflugzeuges. Europäisches Patent EP-1314642, angemeldet am 24.10.2002, erteilt am 05.01.2005.
- [51] P. Moriarty. NAFNoise User's Guide. NREL Technical Report, National Wind Technology Center, National Renewable Energy Laboratory, Golden (CO), USA, Juli 2005. URL: <http://wind.nrel.gov/designcodes/simulators/NAFNoise>.
- [52] B. Neddermann, T. Schorer, W. Söfker, G. Ratzbor, G. Hübner & D. Müllhäuser. Repowering von Windenergieanlagen – Kommunale Handlungsmöglichkeiten. DStGB Dokumentation Nr. 94, Hrsg.: Deutscher Städte- und Gemeindebund, September 2009.
- [53] M. Novara, D. Schanz, S. Gesemann, K.P. Lynch & A. Schröder. Lagrangian 3D Particle Tracking for Multi-Pulse Systems: Performance Assessment and Application of Shake-The-Box. 18th International Symposium on the Application of Laser and Imaging Techniques to Fluid Mechanics, 4.–7. Juli, Lissabon, Portugal, 2016.
- [54] M. Novara, D. Schanz, N. Reuther, C. J. Kähler & A. Schröder. Lagrangian 3D Particle Tracking in High-Speed Flows: Shake-The-Box for Multi-Pulse Systems. *Exp. Fluids*, 57 (128), 2016.

- [55] S. Oerlemans, M. Fisher, T. Maeder & K. Kögler. Reduction of Wind Turbine Noise using Optimized Airfoils and Trailing-Edge Serrations. *AIAA Journal*, 47(6):1470–1481, 2009.
- [56] S. Oerlemans, G. Guidati J. G. Schepers & S. Wagner. Experimental Demonstration of Wind Turbine Noise Reduction through Optimized Airfoil Shape and Trailing-Edge Serrations. Proceedings of the European Wind Energy Conference, Copenhagen, Juli 2001.
- [57] R. Parchen. Progress Report DRAW: A Prediction Scheme for Trailing Edge Noise Based on Detailed Boundary-Layer Characteristics. Report of the TNO (The Netherlands Organization) Institute of Applied Physics, HAG-RPT-980023, Februar 1998.
- [58] Geisler R. A Fast Double Shutter System for CCD Image Sensors. *Meas. Sci. Technol.*, 25(025404), 2014.
- [59] C. Rautmann. Numerical Simulation Concept for Low-Noise Wind Turbine Rotors. Dissertation, Technische Universität Braunschweig, erschienen als DLR Forschungsbericht 2017-35, ISSN 1434-8454, ISRN DLR-FB-2017-35, Juli 2017.
- [60] N. Reiche, M. Lummer, R. Ewert, J. W. Delfs & S. M. Alavi Moghadam. Towards High-Lift Noise from Fast Multipole BEM with Anisotropic Synthetic Turbulence Structures. AIAA Paper AIAA 2015-2672, Juni 2015.
- [61] N. Reiche, R. Ewert & J. Delfs. Realization of Arbitrary Vorticity Spectra using Generic Stochastic Turbulence. AIAA Paper AIAA 2016-2964, Juni 2016.
- [62] K.-S. Rossignol, M. Herr & M. Pott-Pollenske. Aeroacoustic Characterisation of Low-Noise Wind-Turbine Blades and Evaluation of Means to Reduce their Trailing-Edge Noise Production. DLR-interner Bericht (vertraulich), Deutsches Zentrum für Luft- und Raumfahrt, DLR IB 124-2011/906, 2011.
- [63] D. Schanz, S. Gesemann, A. Schröder, B. Wieneke & M. Novara. Non-Uniform Optical Transfer Function in Particle Imaging: Calibration and Application to Tomographic Reconstruction. *Measurement Science and Technology*, 24(024009), 2013.
- [64] D. Schanz, S. Gesemann & A. Schröder. Shake-The-Box: Lagrangian Particle Tracking at High Particle Image Densities. *Exp. Fluids*, 57(70), 2016.
- [65] J. G. Schepers, A. Curvers, S. Oerlemans, K. Braun, T. Lutz, A. Herrig, W. Würz, A. Matsanz, L. Garcillán, M. Fisher, K. Kögler & T. Maeder. SIROCCO: Silent Rotors by Acoustic Optimisation. Second International Meeting on Wind Turbine Noise, Lyon, Frankreich, September 2007.

- [66] R. Schlinker & R. K. Amiet. Helicopter Rotor Trailing Edge Noise. AIAA Paper AIAA 1981-2001, Oktober 1981.
- [67] A. Schröder & J. Kompenhans. Investigation of a Turbulent Spot Using Multi-Plane Stereo PIV. Exp. Fluids, Sonderdruck 36:82–90, 2004.
- [68] A. Schröder, D. Schanz, R. Geisler, C. Willert & D. Michaelis. Dual-Volume and Four-Pulse Tomo-PIV Using Polarized Light. 10th International Symposium on Particle Image Velocimetry – PIV 13, 1.–3. Juli, Delft, Niederlande, 2013.
- [69] A. Schröder, M. Herr, T. Lauke & U. Dierksheide. A Study on Trailing Edge Noise Sources Using High-Speed Particle Image Velocimetry. Notes on Numerical Fluid Mechanics and Multidisciplinary Design (NNFM), 92, Hrsg: H.-J. Rath, C. Holze, H.-J. Heinemann, R. Henke, H. Hönliger, New Results in Numerical and Experimental Fluid Mechanics V: 373–380, Springer, Berlin-Heidelberg-New York, 2006.
- [70] M. Siefert & R. Ewert. Sweeping Sound Generation in Jets Realized with a Random Particle-Mesh Method. AIAA Paper AIAA 2009-3369, Mai 2009.
- [71] S. Sinayoko, M. Kingan & A. Agarwal. Trailing Edge Noise Theory for Rotating Blades in Uniform Flow. Proceedings of the Royal Society A: Mathematical, Physical and Engineering Sciences, 469(2157):20130065, September 2013. URL: <https://doi.org/10.1098/rspa.2013.0065>.
- [72] T. Streit, J. Himisch, R. Heinrich, B. Nagel, K.-H. Horstmann & C. Liersch. Design of a Retrofit Winglet for Transport Aircraft with Assessment of Cruise and Ultimate Structural Loads. Notes on Numerical Fluid Mechanics and Multidisciplinary Design (NNFM), 96, Hrsg: C. Tropea, S. Jakirlic, H.-J. Heinemann, R. Henke, H. Hönliger, New Results in Numerical and Experimental Fluid Mechanics VI:62–70, Springer, Berlin-Heidelberg-New York, 2008.
- [73] P. L. van Gent, D. Michaelis, B.W. van Oudheusden, P. E. Weiss, R. de Kat, A. Laskari, Y. J. Jeon, L. David, D. Schanz, F. Huhn, S. Gesemann, M. Novara, C. McPhaden, N. J. Neeteson, D.E. Rival, J. F. G. Schneiders & F. F. J. Schrijer. Comparative Assessment of Pressure Field Reconstructions from Particle Image Velocimetry Measurements and Lagrangian Particle Tracking. Exp. Fluids, 58(33), 2017.
- [74] B. W. van Oudheusden. PIV-Based Pressure Measurement. Meas. Sci. Technol., 24 (032001), 2014.
- [75] B. Wieneke. Volume Self-Calibration for 3D Particle Image Velocimetry. Exp. Fluids, 45: 549–556, 2008.

- [76] B. Wieneke. Iterative Reconstruction of Volumetric Particle Distribution. Meas. Sci. Technol., 24(024008), 2013.
- [77] D. C. Wilcox. Reassessment of the Scale-Determining Equation for Advanced Turbulence Models. AIAA Journal, 26(11):1299–1310, 1988. DOI: 10.2514/3.10041.
- [78] P. Yecko & M. Rossi. Transient Growth and Instability in Rotating Boundary Layers. Phys. Fluids, 16(7):2322–2335, 2004.
- [79] A. Zebib & A. Bottaro. Görtler Vortices with System Rotation: Linear Theory. Phys. Fluids A, 5(5):1206–1210, 1993.

Aus dem Projekt heraus erfolgte Publikationen und Konferenzbeiträge:

- [80] M. Choudhari, C. Bahr, M. Khorrami, D. Lockard, L. Lopes, N. Zawodny, M. Herr, M. Pott-Pollenske, M. Kamruzzaman, T. van de Ven, E. Manoha, S. Redonnet, K. Yamamoto, T. Ikeda & T. Imamura. Simulations & Measurements of Airframe Noise: A BANC Workshops Perspective. Proceedings of NATO STO-MP-AVT-246 Specialists Meeting on Progress and Challenges in Validation Testing for Computational Fluid Dynamics, Avila, Spain, September 26–28, 2016, 2016.
- [81] B. Faßmann, R. Ewert, M. Herr & J. Delfs. Aeroacoustic Assessment of Rotor Blades by means of Numerical Methods. 13. Deutsche Windenergiekonferenz, DEWEK 2017, 17.–18. Oktober 2017, Oktober 2017.
- [82] J. Gomes. BELARWEA Aerodynamic Data Correction for Wind Tunnel Effects. Bericht (Internal Note), German-Dutch Wind Tunnels DNW, April 2018.
- [83] J. Gomes. TN2645 BELARWEA Akustik. Bericht (Test Internal Notes), German-Dutch Wind Tunnels DNW, Oktober 2017.
- [84] M. Herr. Broadband Trailing-Edge Noise: A Status Report on Current Prediction Capabilities. ICAS 2016, eingeladener Vortrag, 30th Congress of the International Council of the Aeronautical Sciences, 25.–30. September 2016, Daejeon, Süd-Korea, 2016.
- [85] M. Herr, C. Appel, B. Faßmann, C.-H. Rohardt & K. Rohde-Brandenburger. Aeroacoustic Evaluation of Low-Noise Wind Turbine Blade Tips. Abstract für ICA 2019; 23rd International Congress on Acoustics, 09.–13. September 2019, Aachen, .
- [86] M. Herr, C.-H. Rohardt, B. Faßmann, J. M. Pereira-Gomes, C. Appel & K. Rohde-Brandenburger. Aeroacoustic Assessment of Wind Turbine Blade Tips. Abstract für

- die INCE Europe International Conference on Wind Turbine Noise 2019, 12.–14. Juni 2019, Lissabon, Portugal, .
- [87] M. Herr, M. Kamruzzaman & C. Bahr. Fourth Workshop on Benchmark Problems for Airframe Noise Computations (BANC-IV); Category 1: Trailing-Edge Noise. Übersichtsvortrag BANC-IV-1, 2.–3. Juni 2016, Lyon, Frankreich, 2016.
- [88] M. Herr, A. Suryadi & S. Martens. Comparative Noise Measurements at Serrated and Porous Trailing-Edge Modifications. Eingeladener Beitrag zu Lorentz Center Workshop, Serration Technology on Airfoil: Unsteady Aerodynamic and Aeroacoustics, 17.–21. Oktober 2016, Leiden, Niederlande, 2016.
- [89] M. Herr, M. Kamruzzaman & C. Bahr. Fifth Workshop on Benchmark Problems for Airframe Noise Computations (BANC-V); Category 1: Trailing-Edge Noise. Übersichtsvortrag BANC-V-1, 23–24. Juni 2018, Atlanta, Georgia, USA, 2018.
- [90] M. Herr, R. Ewert, B. Faßmann, C. Rautmann, S. Martens, C.-H. Rohardt & A. Suryadi. Low-Noise Technologies for Wind Turbine Blades (Section 3.3.1), Aeroacoustics Research in Europe: The CEAS-ASC Report on 2016 Highlights. *Journal of Sound and Vibration*, 427:201–202, August 2018. DOI: 10.1016/j.jsv.2017.10.016.
- [91] M. Herr, R. Ewert, B. Faßmann, C. Rautmann, S. Martens, C.-H. Rohardt & A. Suryadi. Low-Noise Technologies for Wind Turbine Blades. eingeladener Vortrag, WindEurope Tech Workshop, Wind Turbine Sound 2016, 17.–18. November 2016, Danzig, Polen, November 2016.
- [92] M. Herr, R. Ewert, B. Faßmann, C. Rautmann, S. Martens, C.-H. Rohardt & A. Suryadi. Noise Reduction Technologies for Wind Turbines. *Notes on Numerical Fluid Mechanics and Multidisciplinary Design (NNFM)*, 136, Hrsg: A. Dillmann, G. Heller, E. Krämer, C. Wagner, S. Bansmer, R. Radespiel, R. Semaan, New Results in Numerical and Experimental Fluid Mechanics XI, Contributions to the 20th STAB/DGLR Symposium Braunschweig, Germany, 2016:611–621, Springer International Publishing AG, 2018. DOI: 10.1007/978-3-319-64519-3.
- [93] T. Löser. TN2695 Messprotokoll. Dokumentation Messprotokoll Referenzmessung, German-Dutch Wind Tunnels DNW, April 2018.
- [94] T. Löser. TN 2556 BELARWEA Aero Versuchsbeschreibung DNW-NWB. Bericht, German-Dutch Wind Tunnels DNW, Oktober 2017.
- [95] S. Martens. Experimental Study on Low-Noise Modifications of Wind Turbine Rotor Profiles. Masterarbeit, Leibniz Universität Hannover, Institut für Turbomaschinen und Fluid-Dynamik (TFD), November 2016.

- [96] A. Suryadi, S. Martens & M. Herr. Trailing-Edge Noise Reduction Technologies for Applications in Wind Energy. AIAA Paper AIAA 2017-3534, Juni 2017.

A Anhang

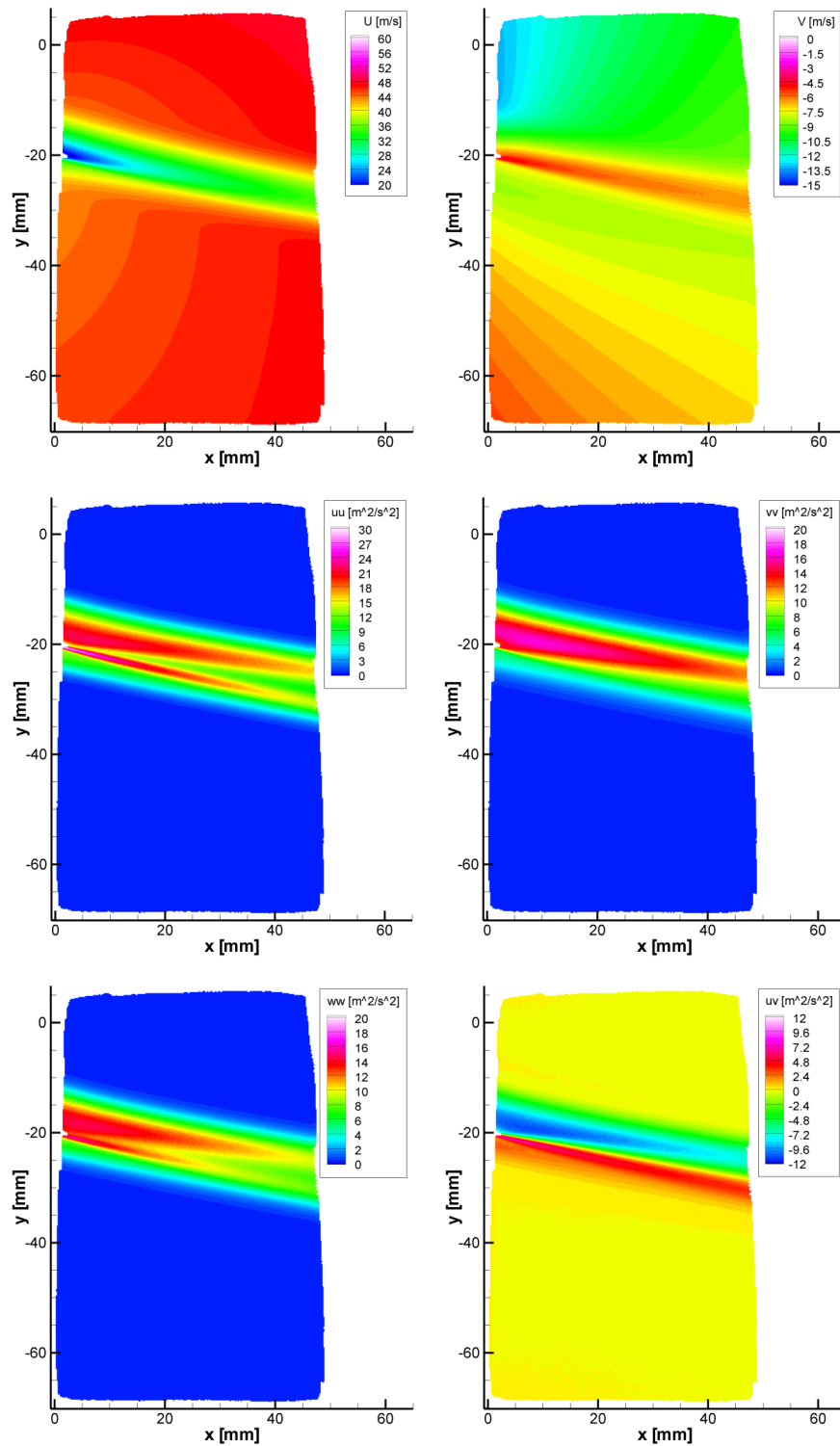


Abbildung A.1: Ensemble Mittelwerte hinter dem NACA-64-618-Profil ohne Grenzschichttripping bei $\alpha_g = 7.5^\circ$ mit $180 \times 180 \mu m^2$ Auflösung. Von links nach rechts und oben nach unten: u , v , $u'u'$, $v'v'$, $w'w'$ und $u'v'$.

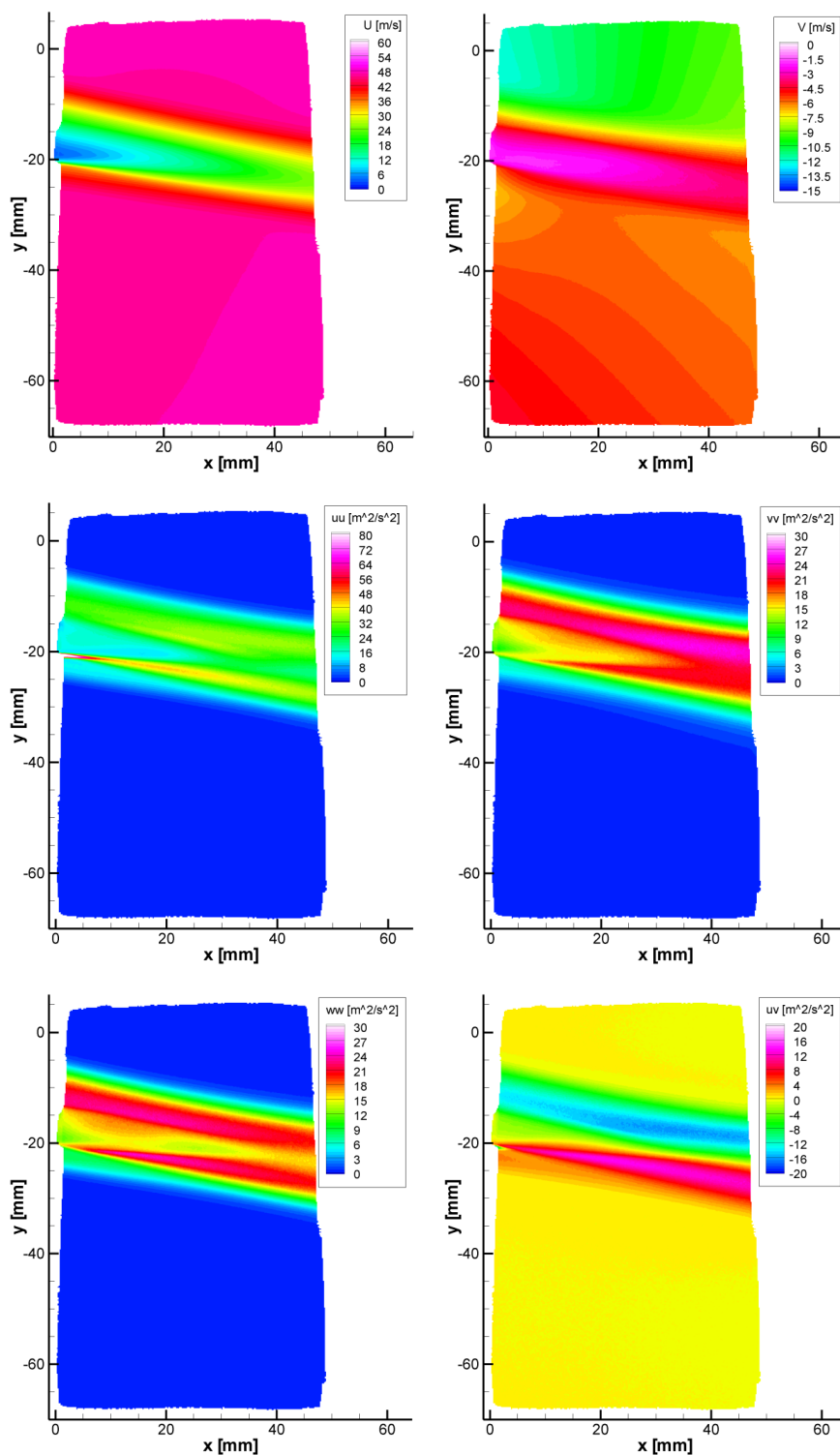


Abbildung A.2: Ensemble Mittelwerte hinter dem NACA-64-618-Profil mit Grenzschichttripping bei $\alpha_g = 7.5^\circ$ mit $180 \times 180 \mu m^2$ Auflösung. Von links nach rechts und oben nach unten: u , v , $u'u'$, $v'v'$, $w'w'$ und $u'v'$.

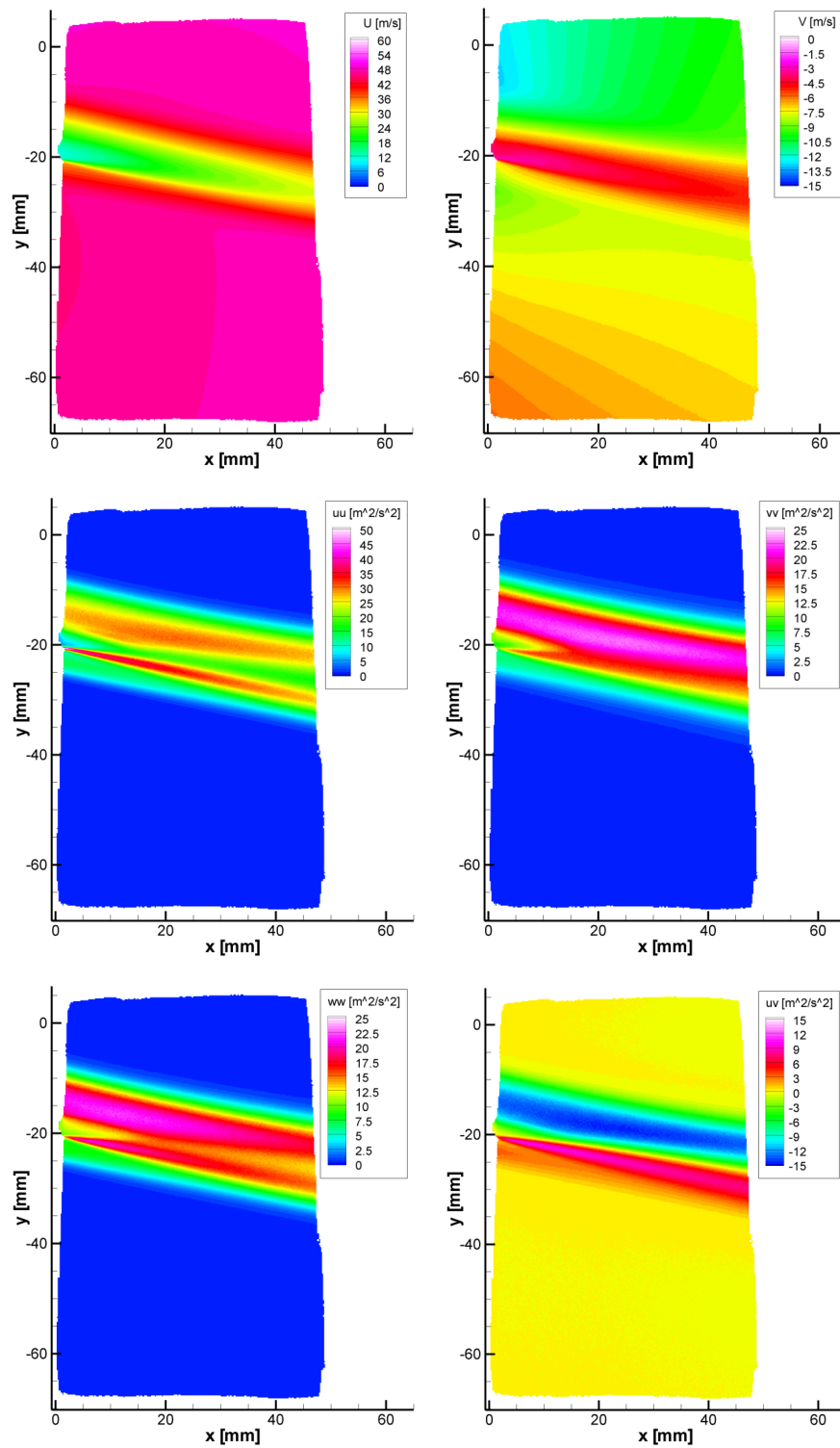


Abbildung A.3: Ensemble Mittelwerte hinter dem RoH-W-18%c37-Profil ohne Grenzschichttripping bei $\alpha_g = 7.5^\circ$ mit $180 \times 180 \mu m^2$ Auflösung. Von links nach rechts und oben nach unten: u , v , $u'u'$, $v'v'$, $w'w'$ und $u'v'$.

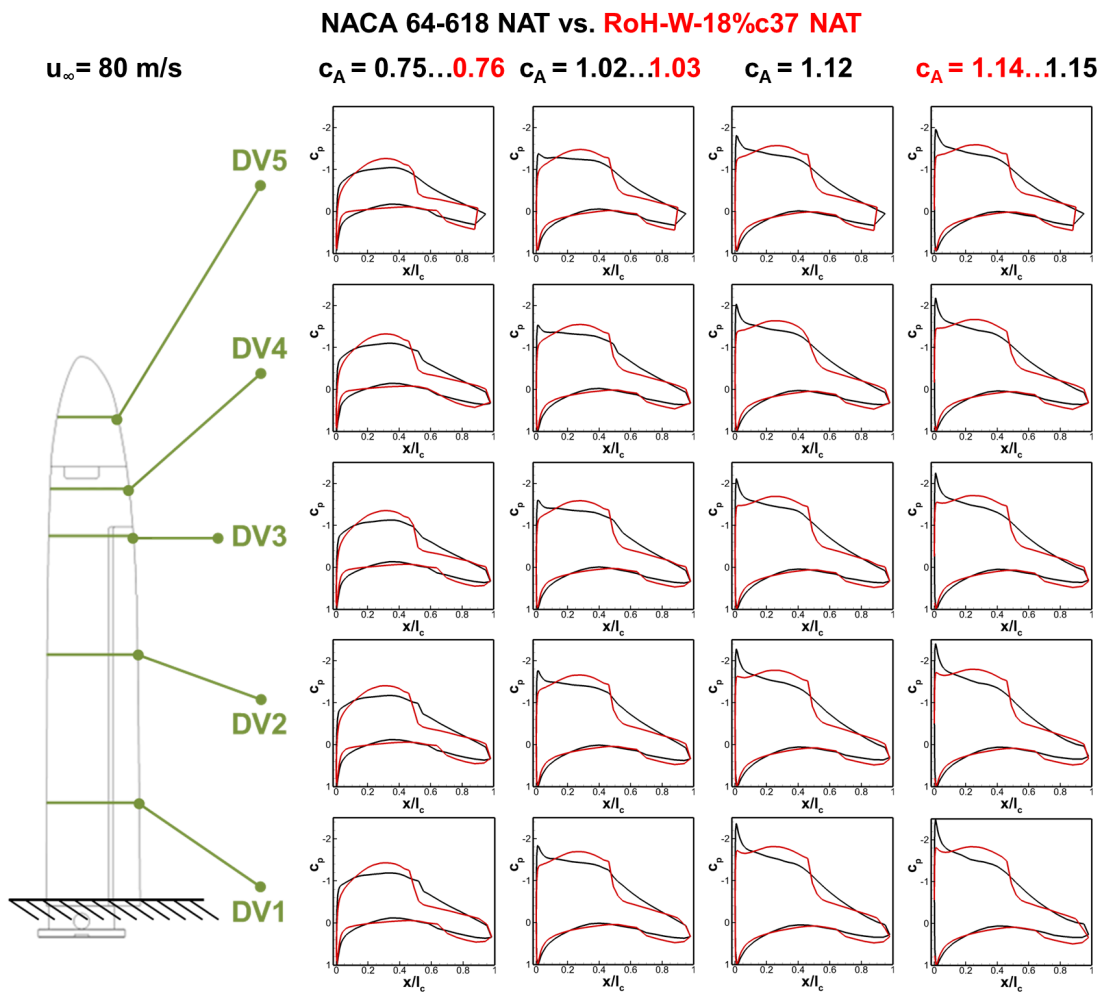


Abbildung A.4: Statische Druckverteilungen während Akustikmessung im DNW-NWB (3/4-offene Messstrecke). Vergleich der Blattspitzenmodelle mit RoH-W-18%c37- und NACA-64-618-Profilierung für die Grenzschichtausprägung NAT.

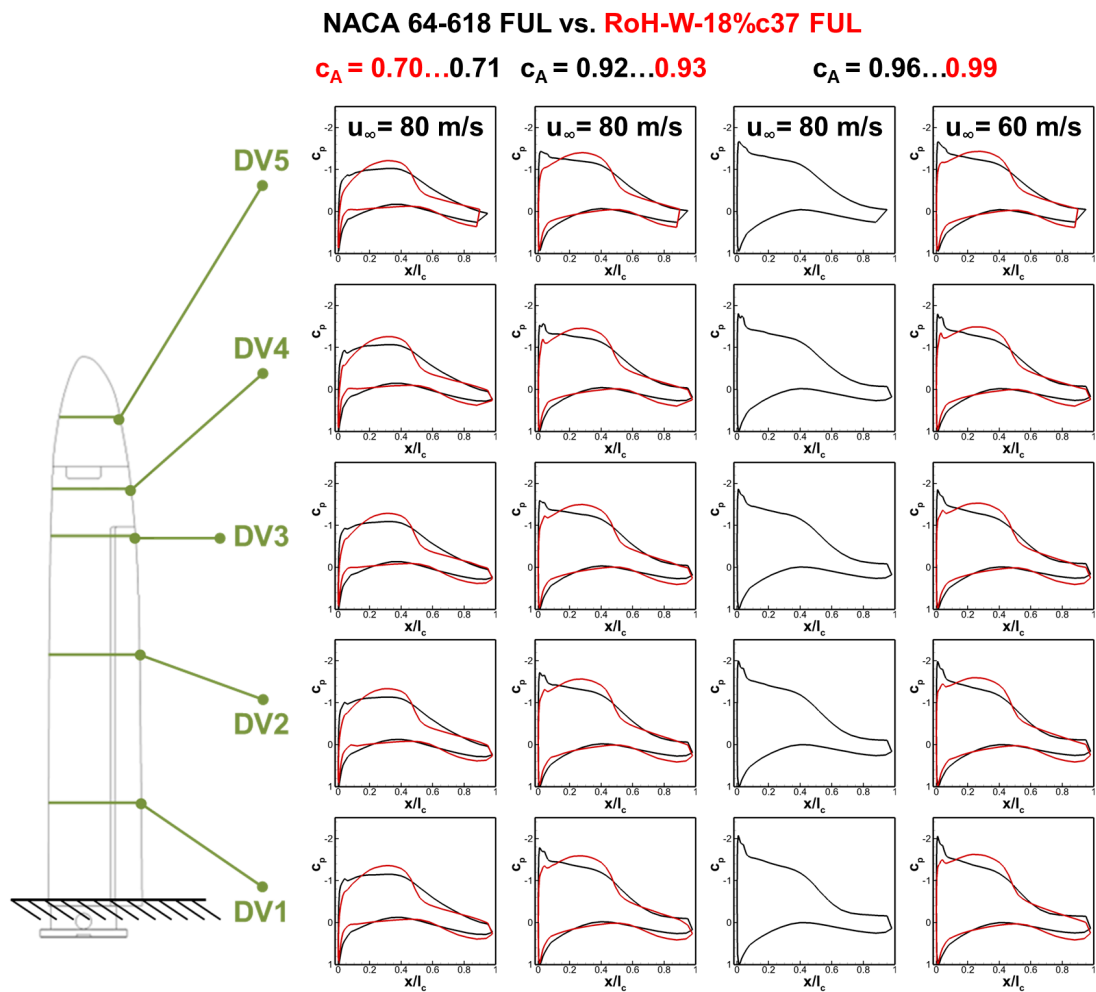


Abbildung A.5: Statische Druckverteilungen während Akustikmessung im DNW-NWB (3/4-offene Messstrecke). Vergleich der Blattspitzenmodelle mit RoH-W-18% c_{37} - und NACA-64-618-Profilierung für die Grenzschichtausprägung FUL.